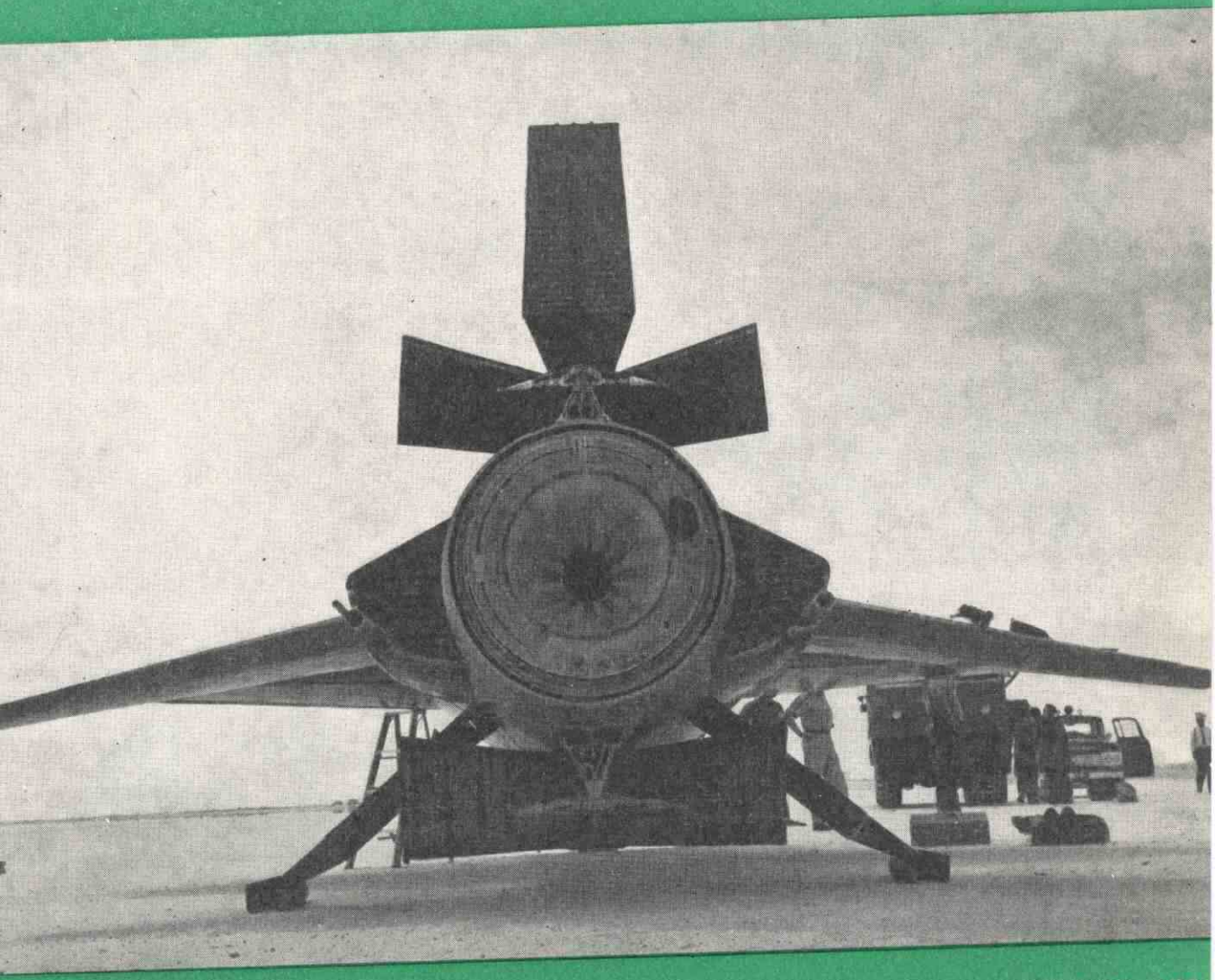
REVISTA DE AERONAUTICA Y ASTRONAUTICA



PUBLICADA POR EL MINISTERIO DEL AIRE

ABRIL, 1962

NÚM. 257

REVISTA DE AERONAUTICA Y ASTRONAUTICA

PUBLICADA POR EL MINISTERIO DEL AIRE

AÑO XXII - NUMERO 257

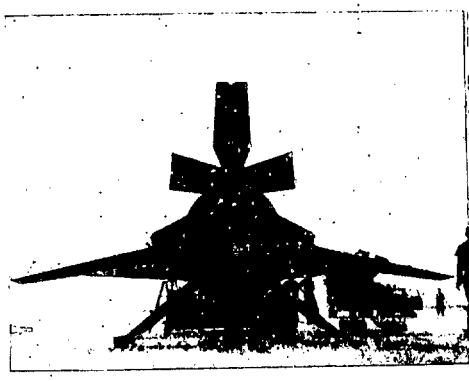
ABRIL 1962

Depósito legal: M - 5.416 - 1960

Dirección y Redacción: Tel. 2 44 26 12 - ROMERO ROBLEDO, 8 - MADRID - 8. - Administración: Tel. 2 44 28 19

NUESTRA PORTADA:

Esta vista posterior del X-15 muestra los frenos aerodinámicos de la parte superior e inferior del avión, todavía abiertos después del aterrizaje.



SUMARIO

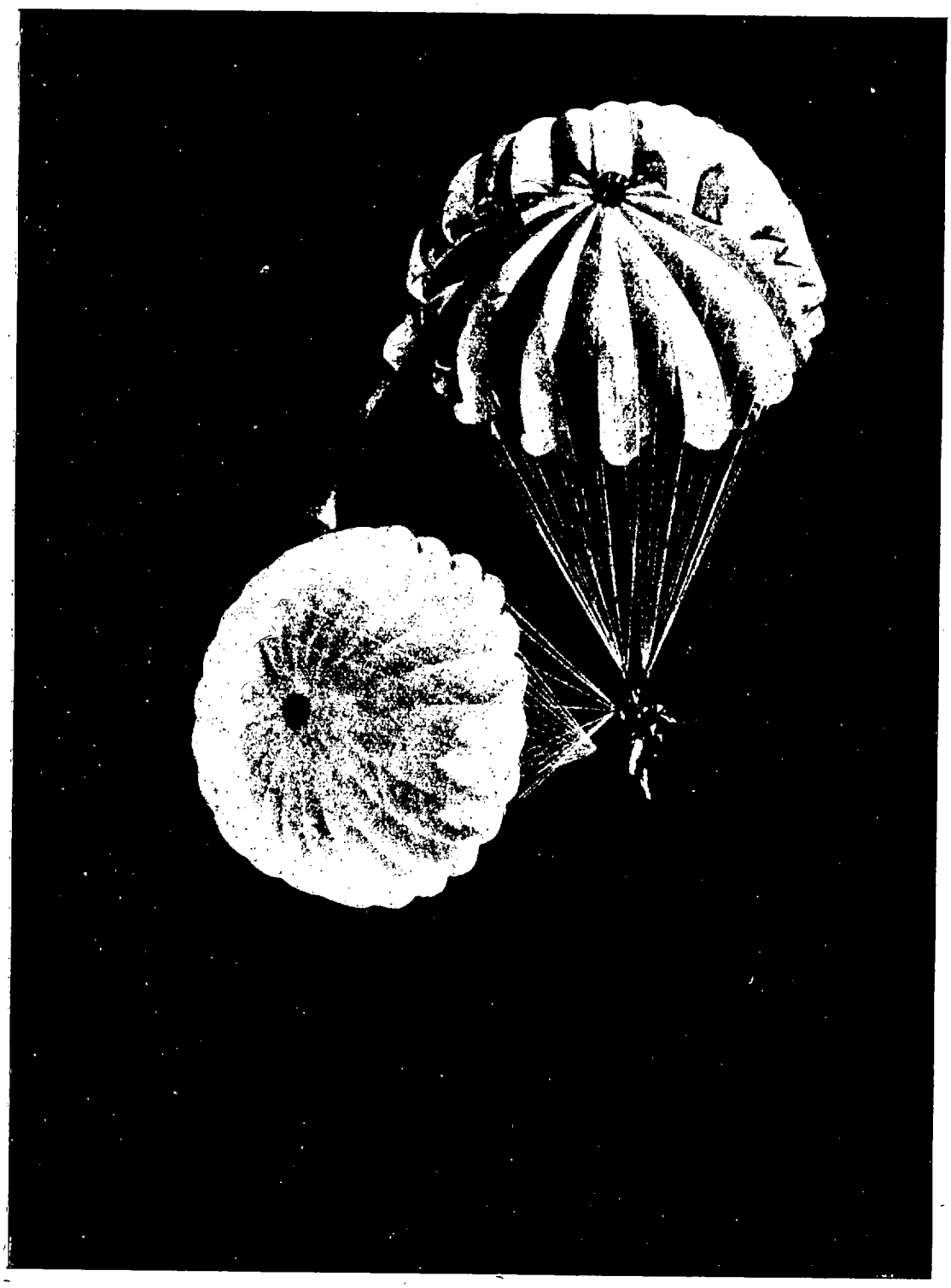
		Págs.
Resumen mensual.		277
Reflexiones sobre la guerra limitada y el Poder Aéreo.	Por Marco Antonio Collar.	281
¿Qué es un "weather briefing"?	Por Luis Rico de Sandoval. *Comandante de Aviación.*	286
La estación de Maspalomas en el Proyecto Mercury.	Por Lorenzo García de Pedraza. *Meteorólogo.*	293
Cabo Cañaveral, capital norteamericana del espacio.	Por Manuel Bautista Aranda. *Comandante Ingeniero Aeronáutico.*	299
Breve reseña del Proyecto Mercury y enumeración de los principales misiles.	Recopilado por A. R. U.	302
Fallo del XVIII Concurso de Artículos de REVISTA DE AERONÁUTICA Y ASTRONÁUTICA.		313
Información Nacional.		314
Información del Extranjero.		317
El avión de transporte bombardero.	Por Camille Rougeron. De *Airevue.*	329
Consideraciones sobre recuperación de naves espaciales, al regresar de misiones translunares.	De *Aerospace Ergineering.*	337
Consideraciones sobre el proyecto de varios misiles dirigidos aire-aire soviéticos.	Por D. J. Ritchie. De *Aircraft Engineering.*	352
Aterrizaje automático del VC-10.		368
Bibliografía.		369

LOS CONCEPTOS EXPUESTOS EN ESTOS ARTICULOS REPRESENTAN LA OPINION PERSONAL DE SUS AUTORES

Número corriente .... 15 pesetas. Suscripción semestral. 80 pesetas.

Número atrasado..... 25 » Suscripción anual ..... 160 »

Suscripción extranjero. 260 pesetas.



Un paracaidista en el curso de unos lanzamientos recientemente realizados en Suiza.

RESUMEN MENSUAL

Por MARCO ANTONIO COLLAR

Hace unas semanas falleció en Londres, a los ochenta y cuatro años, Sir Philip Gibbs. En 1914 fué el primer corresponsal de guerra oficialmente acreditado que saliera de la famosa *Fleet Street* (o "calle de la Tinta", como se la suele llamar) para adquirir fama y honores con sus crónicas sobre lo que vió y lo que le contaron. No las hemos leído, pero dado que la vida en las trincheras tenía que pecar de poco "color", como se dice en la jerga periodística, seguramente aprovecharía toda ocasión de describir aquellas acciones aéreas en las que los pilotos de entonces poco menos que se saludaban antes de entablar singular combate y, desde luego, el vencedor lo hacía al ver caer a su enemigo. Terminada la Gran Guerra, que muchos—él mismo—creían o deseaban creer que había de ser la última, Gibbs escribió más de un libro sobre la paz mundial, en tono optimista. Cuando en 1939 le volvieron a entregar las credenciales de corresponsal de guerra que había solicitado, no pudo por menos de exclamar: "¡Cómo pasa el tiempo! ¿Han sido veintiún años o un mero permiso de una semana?" En sus últimos años, seguramente se preguntaría, como tanto hijo de vecino, si estallará o no un tercer conflicto mundial y, en caso afirmativo, cuándo. La muerte ha acabado con su preocupación terrena, pero ésta subsiste para nosotros.

¿Está justificada tal preocupación? Muchas voces autorizadas aducen múltiples argumentos en apoyo de su pesimismo. Optimistas que somos, no creemos que, al menos por mucho tiempo, la tirantez que pueda crear la situación planteada por el alejamiento evidente que los Estados Unidos observan en parte de lo que ellos llaman América Latina, les decida a dar un paso que pudiera motivar la intervención de otras Potencias (y no es que consideremos fácil de resolver el problema cubano, el panameño y algún que otro más); tampoco creemos que esa lógica preocupación que en los Estados Unidos se abriga en ciertos sectores ante una Europa cada vez más fuerte y más unida —y esto último es lo que más preocupa—en el terreno económico, llegase a dar lugar a un *renversement des alliances*. Al fin y al cabo, entre "blancos" anda el juego (no entre tontos), y el término "civilización occidental" no deja de tener su peso. Otra cosa es cuando intervienen una serie de factores raciales y de complejos de inferioridad de todo tipo. Ayer fué el caso del Congo, hoy un tanto olvidado aunque el problema no haya sido resuelto; hoy, el de Indonesia frente a los Países Bajos, o el de la posibilidad de que una intervención excesivamente descarada, aunque plenamente justificada, de las fuerzas americanas en el Viet Nam pueda dar lugar a una nueva guerra del tipo de la de Corea que pudiera extenderse inesperadamente. Y luego tenemos el "caso Chiang Kai Chek". Ultimamente, con motivo del Día de las Juventudes, el Generalísimo chino manifestó que ya es hora de reconquistar la China continental; Chiang, según se dice, cree que tal aventura podría hacerle pasar a la historia como hubiera querido pasar; cree, no sin sus motivos, que fué una desacertada intervención americana la que se lo impidió, obligándole a retirarse a Formosa y sometiéndole a la "humillante" protección de la Flota de los Estados Unidos; cree, pues, que ha llegado la hora de aprovechar la última oportunidad que le queda, ya que los años no pasan en vano; según los servicios de información, de espionaje, etc., ¿no está la China roja económicamente debilitada y su población desesperada como consecuencia de la política de Pekín? ¿No ha llegado la rivalidad entre Pekín y Moscú a plantearse en el terreno personal, como lo ha dejado traslucir o lo ha manifestado Jruschev? Este no correría el riesgo de desencadenar una guerra nuclear por acudir en ayuda de la China roja. Hasta aquí los expertos en la política china de Taiwan. Lo que nos preguntamos es si los Estados Unidos estarían dispuestos

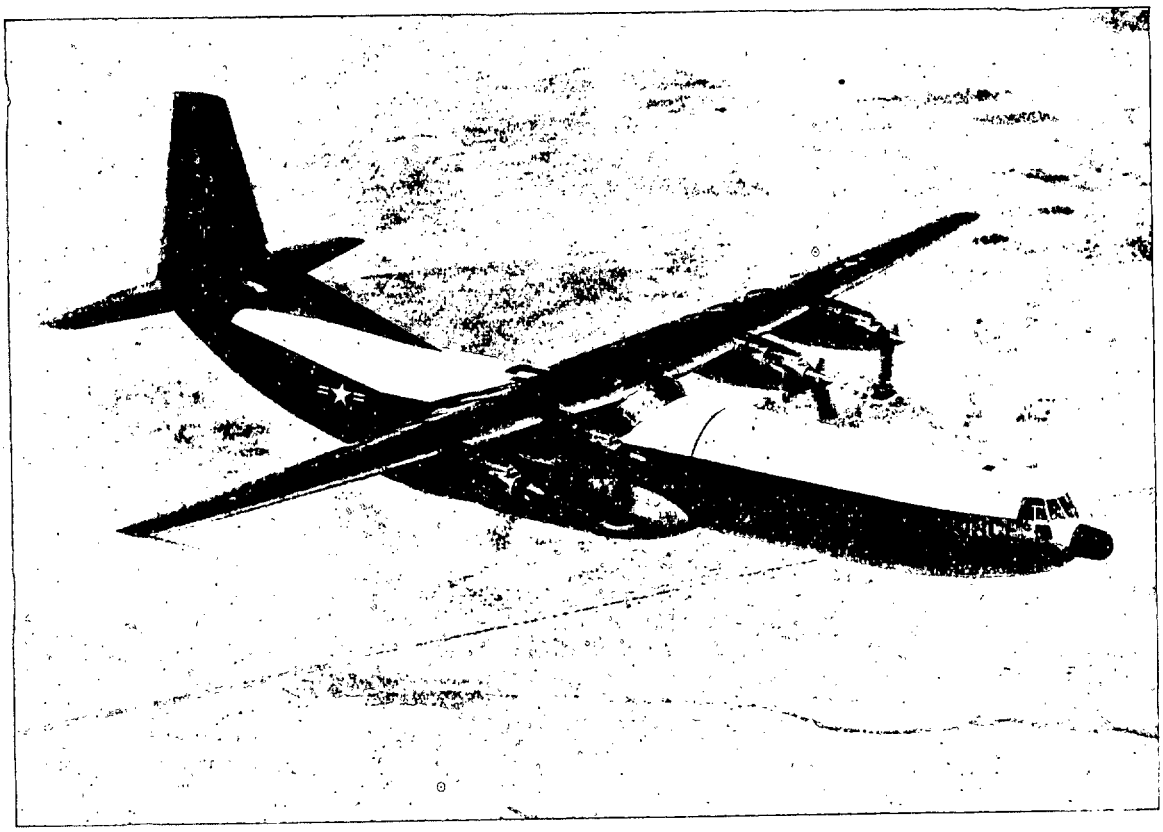
a correr análogo riesgo interviniendo "a fondo" en un conflicto entre ambas Chinas.

Tal conflicto podría entrañar el empleo de armas atómicas—primero tácticas; luego, de enconarse el conflicto, quizá otras de mayor envergadura—y, como según dice el proverbio, "comer y rascar, todo es empezar", nadie sabe cómo terminaría la cosa. Lo más probable es que no empiece, aunque, pensándolo bien, más de un funcionario de las Naciones Unidas o de sus organismos especializados vería con gusto que se dejase en libertad a Taipei y Pekín para dirimir sus diferencias y que, con ello—y la abstención de Wáshington y Moscú—, quedase resuelto de una vez el sempiterno problema de "las dos Chinas", que tanto en las reuniones de la Asamblea General como en otras cualesquiera, hace perder tanto tiempo y tanto dinero.

Hemos hablado del empleo de armas atómicas, improbable pero posible. ¿Qué hay de nuevo sobre su control y sobre la prohibición de nuevos ensayos? Sería muy aburrido reseñar aquí las conversaciones de la reunión celebrada en Ginebra por representantes de 17 países. Nada positivo, ya que sobre la cuestión de las inspecciones no parece haber posibilidad de acuerdo y, para arreglar las cosas, quienes se sentaban a la mesa de la conferencia erigiéndose en "mediadores" (Brasil, Birmania, Etiopía, la India, Méjico, Nigeria, Suecia y Egipto), se encontraron con el comunicado de Prensa en que se recogía la afirmación hecha por Jruschev en Moscú de que la Unión Soviética posee un misil de alcance mundial invulnerable a toda arma antimisil o contramisiles, junto con otro comunicado de Prensa—en estas y otras conferencias los *press releases* son una verdadera peste—en que se les daba cuenta de que el mismo día en que el dirigente soviético había pronunciado su discurso, los Estados Unidos habían lanzado con pleno éxito su primer "Titán II". Si Jruschev pretendía con sus palabras intimidar a los pequeños países, la noticia de Wáshington anuló algo su esfuerzo, pero ¿con qué espíritu podían esos ocho "mediadores" instar a los restantes representantes, del Este y del Oeste, a proseguir las conversaciones? Tampoco la otra reunión ginebrina en que se habían puesto algunas esperanzas, la de los Ministros de Asuntos Exteriores de la Gran Bretaña (Lord Home), los Estados Unidos (Dean Rusk) y la U. R. S. S. (Andrei Gromyko) se ha traducido en nada positivo, pues el problema de un "Berlín libre" (entiéndase, el Berlín occidental), con sus vías de acceso supervisadas por una "autoridad internacional" (solución propuesta por Rusia), es tan problema como el del Berlín occidental de hoy. Se cuenta que en una cena organizada en la residencia de la delegación británica, el mencionado Secretario del Foreing Office, Lord Home, hablando con Gromyko de la necesidad de acordar un sistema de inspección de las actividades nucleares, quiso bromear recordando la afirmación del representante soviético de que tal inspección es innecesaria porque Occidente cuenta con instrumentos perfeccionadísimos que pueden detectar las explosiones desde miles de kilómetros de distancia, y le dijo: "Al fin y al cabo, cuando se observan las curvas en la cinta de los sismógrafos nunca se sabe lo que ha ocurrido: lo mismo puede ser un terremoto que tratarse de una bomba o de que el señor Molotov se haya caído rodando por las escaleras." Prueba de que a Gromyko no le hizo gracia alguna el rasgo de humor británico es que le contestó: "El señor Molotov no es material fisionable." En resumen, que según las ultimas noticias, los Estados Unidos y la Gran Bretaña han advertido a la Unión Soviética "por última vez" (este *final warning* está ya demasiado gastado) que acepte un régimen internacional de inspección que permita llevar a la práctica la prohibición de los ensayos de armas nucleares; de otro modo, las pruebas americanas en la atmósfera anunciadas por el Presidente Kennedy para finales de mes serán una realidad. En cuanto a Berlín, y frente a las provocaciones soviéticas, los Estados Unidas muestran su decisión de seguir utilizando los pasillos aéreos tradicionales enviando a lo largo de ellos a cazas de reacción armados con misiles "Sidewinder" (recalada térmica), así como aviones de transporte C-133 "Cargomaster", hasta el mismo Berlín occidental, que se ejercitan por si hubiera necesidad de tender un nuevo "puente aéreo" al estilo del de la famosa Operación "Vittles".

Lástima que esa unanimidad de opinión británico-americana puesta de manifiesto en Ginebra quede un tanto quebrantada en las páginas de los periódicos de Albión y en los debates del Parlamento. Ultimamente, los Estados Unidos han accedido a estudiar la posibilidad de suavizar el control americano de las armas atómicas que la

Unión entregue a los Estados miembros de la N. A. T. O., es más, han propuesto en París un plan destinado a que, pese a las trabas impuestas por la legislación americana, los aliados de América puedan compartir el "derecho soberano" de decidir cuándo han de emplearse esas armas; de llegarse a un acuerdo, esos Estados europeos miembros de la Organización Atlántica podrían incluso, con ciertas condiciones, hacer uso de las cabezas de combate nucleares sin necesidad de tener que esperar el visto bueno del Presidente americano. Obra, este proyecto de acuerdo, del General Maxwell D. Taylor, asesor militar de la Casa Blanca, mucho nos tememos que, en la práctica, no sea nada fácil llevarlo a cabo. De todos modos, es un paso adelante por el espinoso camino emprendido hace mucho tiempo. El Reino Unido es uno de esos Estados miembros, y el Reino Unido cuenta en su suelo con armas nucleares. En la Cámara de los Comunes, y con ocasión de plantearse el programa de defensa, se puso de manifiesto que la división de opiniones es grande. La política del Gobierno quedó aprobada por 310 votos contra 233, pero buena parte de esos 233 votantes opinaban como el diputado laborista Mr. Wilson: "Nadie en Wáshington cree en nuestro poder disuasivo." Otros correligionarios de Wilson propugnaron la evacuación de las tropas británicas destacadas en Alemania, y otros (las manifestaciones contra las armas nucleares son cosa corriente en la Inglaterra de hoy) el que se renuncie a la ayuda americana en forma de armamento no tradicional. Corrió a cargo del Ministro de Aviación, Peter Thorneycroft, defender la política del Gobierno, expuesta en un nuevo "Libro Blanco", manifestando que los me-



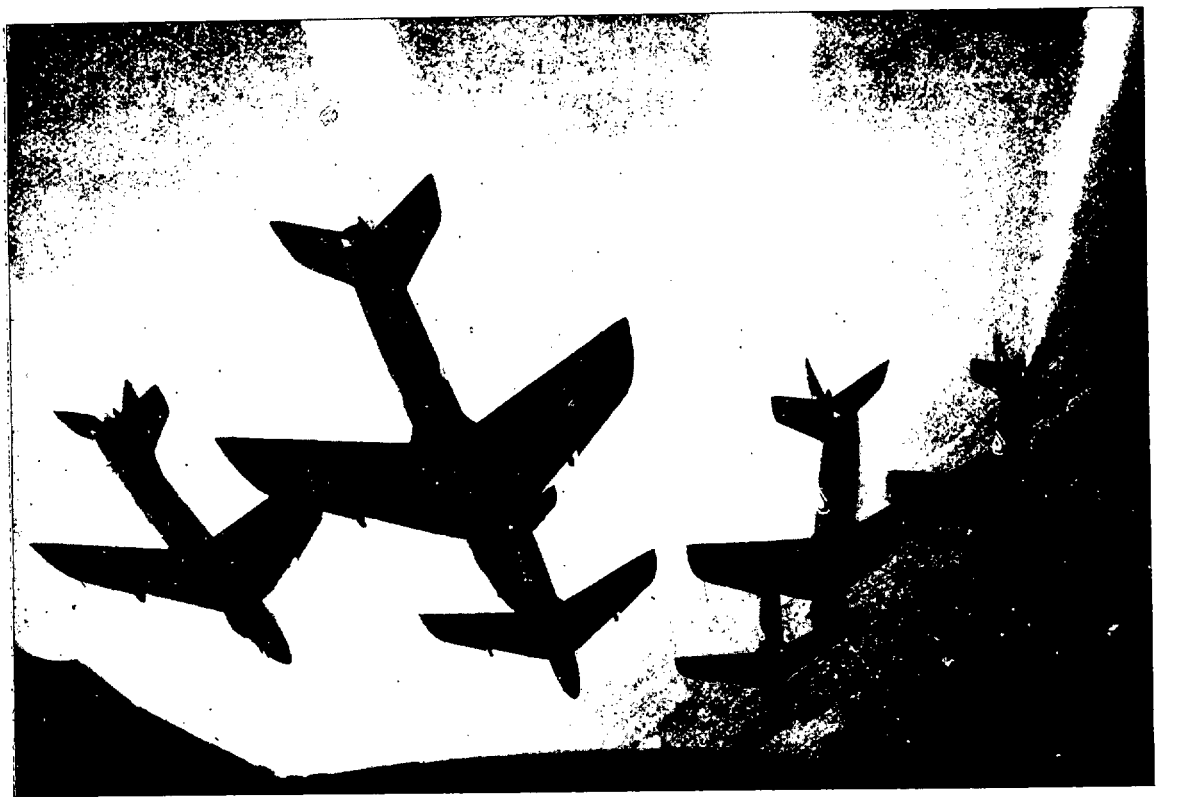
El C-133 incrementa en estos días sus vuelos por los pasillos aéreos que conducen a Berlín.

dios defensivos británicos constituyen efectivamente un poder disuasivo; añadió, por cierto, que dadas las circunstancias, sería un error abandonar la política que algunos estiman equivocada de que la Gran Bretaña tiene que hacer "un poco de todo"; defendió la producción del TSR-2 (que volará ya el año próximo) y los esfuerzos que se realizan por conseguir los mejores aviones del mundo capaces de despegar verticalmente, esfuerzos que ya van dando fruto.

En realidad, es la misma política que desearían seguir las Fuerzas Aéreas de los Estados Unidos. Prosigue aún, en efecto, la polémica en torno al B-70—o mejor dicho, al RB-70—, y cada vez se agría más, prueba de que nadie queda convencido por los argumentos aducidos por quien opina de distinta forma. El Secretario de Defensa, MacNamara, insiste en que con el dinero que la U. S. A. F. pide para su programa de fabricación en serie de ese superbombardero de reconocimiento, hasta 1970, se podrían fabricar 2.000 misiles "Minuteman". El General LeMay, apoyado enérgicamente en el presidente del Comité de Fuerzas Armadas de la Cámara de Representantes, Carl Vinson, sostiene que todavía no ha llegado el momento de renunciar al bombardero tripulado. ¿No hubo un momento en que el equipo automático de la cápsula *Friendship 7* funcionó indebidamente? Y eso que iba dentro de ella el piloto Glenn. ¿Es prudente, pues, confiar en los misiles exclusivamente?

Algo debe de haber de cierto en esos temores que abriga el Jefe del E. M. de la Fuerza Aérea cuando, junto a tanta noticia de misiles que es preciso destruir nada más emprendida su carrera, o incluso que saltan en pedazos en la misma plataforma de lanzamiento, la Compañía Raytheon ha anunciado que ya es un hecho su "receptor de órdenes", dispositivo de seguridad diseñado para evitar en lo posible tales pesadillas a los oficiales de seguridad de los polígonos de experimentación. Abultando sólo lo que tres paquetes de naipes, lleva en su interior cinco filtros electrónicos que impedirán que el misil "escuche" todo lo que no sea una combinación de cinco determinadas radio-ondas emitidas simultáneamente en estrechas bandas de frecuencia. Con ello, se elimina la posibilidad de que, por ejemplo, una señal procedente de una emisora interferidora mal sintonizada pueda provocar la destrucción de un misil que siga correctamente su trayectoria o que aún se encuentre en la plataforma de lanzamiento. Así, pues, en el terreno de los misiles se siguen logrando interesantes y rápidos progresos: último ejemplo, el lanzamiento del "Titán II" antes mencionado. Muy perfeccionado con respecto al "Titán I" y de mayores dimensiones que éste o que el "Atlas", el combustible que utiliza una mezcla de hidracina y de dimetilhidracina asimétrica, con tetróxido de nitrógeno como oxidante, parece ser que le proporciona múltiples ventajas sobre los misiles ensayados previamente (dejemos a un lado los de combustible sólido). Cubrió 8.000 kilómetros sin apartarse en ningún momento de la trayectoria prevista.

Para terminar, y ya que antes aludimos a las dificultades con que todavía se tropieza en el terreno de los ingenios y de los satélites portados por éstos, digamos que, en efecto, mientras la Prensa de Moscú ha publicado noticias sobre determinados estudios y ensayos que los científicos soviéticos están llevando a cabo para evitar a los futuros astronautas ciertas molestias experimentadas tanto por el Comandante Titov como por el Comandante Gagarin durante su vuelo extraterrestre, en los Estados Unidos el astronauta Gleen también se ha lamentado de que se le hubiese dejado partir sin haber sido debidamente informado de cuanto había de hacer, lo que le produjo también molestias. No podemos entrar en detalles, pero esa náusea espacial o mareo del espacio terminará por ser superada. No por cierto, probablemente, por el Comandante de la USAF Donald Slayton, pero sólo debido a que los médicos de aviación han decidido que no se hallaba en condiciones (un caso de arritmia cardíaca) para imitar a Glenn, y ha sido dado de baja en la lista de "los famosos 7". La cosa no tiene importancia, ya que la empresa es muy difícil y los responsables de ella, en los Estados Unidos como en la URSS, se muestran cada vez más prudentes mientras no estudien a fondo los resultados y las repercusiones de esos vuelos en el organismo humano. Quizá estas dificultades y sorpresas que ofrece lo desconocido, contribuyan a comprender en su justo valor la vocación y la decisión que en su día demostró un sabio y aeronauta de primera fila que acaba de morir: nos referimos al ilustre profesor Auguste Piccard.



REFLEXIONES SOBRE LA GUERRA LIMITADA Y EL PODER AEREO

Por LUIS RICO DE SANDOVAL
Comandante de Aviación.

Es evidente que la expresión "guerra limitada" ha llegado a tener una gran popularidad desde los días de la guerra de Corea.

Pero, en realidad, no puede decirse que tal concepto surgiera con ocasión del conflicto coreano. Cabe afirmar que todas las guerras han sido "limitadas" o "mantenidas dentro de ciertos límites", bien por razones de índole moral, bien por antiguas razones de costumbre.

Durante muy largo tiempo pudo considerarse que todas las guerras eran limitadas, en el sentido de que sólo combatían entre sí unos cuantos adalides o campeones, siendo válida esta concepción para toda la Edad Media, desde luego, pudiendo incluso hacerla extensible a buena parte de la Edad Moderna.

De las guerras posteriores también puede decirse que han sido limitadas. Desde el punto de vista de lo material y tangible, porque siempre ha habido límites en lo que se

refiere a la potencia de fuego utilizable, al terreno en que se han desarrollado y a la movilidad que han tenido. Y desde el punto de vista moral, también los ha habido respecto al trato que había de darse a los prisioneros, a la distinción entre lo que eran y lo que no eran objetivos militares, etcétera, etcétera...

La historia de las guerras es una historia de guerras limitadas. Cabe discutir si este hecho ha dependido de un deseo concreto, por parte del hombre, de limitar esas guerras o, por el contrario, de su incapacidad para organizar una guerra verdaderamente total. Si bien esta discusión—posible hasta hoy—, quizá pierda su razón de ser en el futuro inmediato, ante la idea de una guerra nuclear moderna, ya que, actualmente, el hombre ha llegado a tener, de hecho, la posibilidad de llevar a cabo una guerra que ciertamente puede calificarse de "total". Tan es así, que, para algunos, aunque se tuviese la intención de hacer una guerra limitada, las armas de que se puede disponer junto con la posibilidad de cometer errores de cálculo o en la apreciación de las consecuencias de algunas decisiones, hacen muy problemático que se mantuviera esa limitación.

Es claro que el concepto de guerra limitada, al cual vamos nosotros a referirnos, no es ese muy amplio y general aludido anteriormente—según el cual todos los conflictos bélicos, antiguos o recientes, extensos o no, pueden considerarse limitados—, sino este otro más restringido y muy ampliamente difundido en la actualidad, que contrapone la idea de guerra limitada a la de guerra total, tal como en la actualidad puede esta última concebirse.

Este concepto de la guerra limitada ha sido (y podemos decir que seguirá siendo) objeto de innumerables controversias. Ante él se han dado las posturas más opuestas: desde los que niegan, en redondo, toda posibilidad de que exista tal guerra limitada, hasta los que sostienen que es la única guerra posible (porque, dicen, dada la potencia actual de los explosivos termo-nucleares y las posibilidades de los aviones y de los ingenios balísticos, nadie se atrevería a dar ese último paso decisivo que llevaría a la guerra total, por el convencimiento de que, necesariamente, éste causaría, desde luego, el aniquilamiento de los adversarios y, quizá, la destrucción de la Humanidad).

Pero la realidad impone el hecho de que las guerras limitadas, con intervención de grandes potencias, pueden existir (¿qué otra cosa fué la guerra de Corea?) y de que son aún más posibles entre potencias que podríamos llamar "menores". Ello justifica plenamente que hagamos algunas consideraciones acerca de dichas guerras y del empleo del poder aéreo en ellas.

* * *

Debemos aceptar, en primer lugar, que existe un grado considerable de confusión al tratar de establecer lo que se entiende por "guerra limitada". Muchos sostienen que el carácter distintivo de una tal guerra, respecto a la que se ha dado en llamar guerra total o global, consiste, por un lado, en que en aquélla se excluirían totalmente las armas atómicas o nucleares, empleándose sólo las convencionales, y, por otro lado, en que habrían de ser restringidas o, mejor dicho, reducidas en lo que al área en que se desarrollaran se refiere. Parece que este concepto de la limitación del área es aceptado, puede decirse que casi universalmente; y lo es, también, para la mayoría, el del no empleo de armas nucleares, pero este último sólo en principio, pues aunque dan por sentado que no cabría, en la guerra limitada, una ofensiva aérea estratégica con toda clase de medios contra las fuentes del poder enemigo (ya que ello llevaría, inevitablemente, a extender el conflicto, transformándolo en guerra total), sí se admite que se podrían presentar fuertes ataques por parte de las fuerzas aéreas tácticas—incluso con el empleo, en algunos casos, de armas nucleares de potencia más o menos reducida—, lo que implica la necesidad de disponer de una fuerza considerable de aviones de bombardeo táctico y de caza-bombardeo, siendo la cantidad absoluta de dicha fuerza muy variable en proporción a la importancia, valga la frase, de la guerra limitada de que se tratase.

Se pone así de manifiesto que mientras existe una tendencia a que los proyectiles

balísticos representen la máxima expresión del poder aéreo en lo que se refiere a una guerra total, es más importante cada vez el papel a desempeñar por los aviones pilotados en una guerra limitada. Es decir que, en última instancia, aunque ambos tipos de guerra no son sino partes integrantes de lo que podríamos llamar un mismo conjunto principal, desde el punto de vista tecnológico permanecen en compartimientos separados, pues mientras la guerra total es una cuestión en que lo fundamental es, siempre, lograr el máximo posible de destrucción, lo principal en la guerra limitada es, por el contrario, la consecución y el mantenimiento del control estricto de una destrucción restringida, que no vaya más allá de lo absolutamente imprescindible para imponer al contrario la propia voluntad en el objetivo o caso concreto de que se trate, persiguiendo siempre el evitar que ese contrario, por sentirse excesivamente acosado, llegara, en su desesperación, a desencadenar una guerra de tipo total.

Esta distinción entre ambos tipos de guerra parece ser la más generalmente aceptada y, desde el punto de vista aeronáutico, es de la máxima importancia, pues lleva a que, según dijimos antes, mientras el valor del avión pilotado disminuye en beneficio de los ingenios balísticos, al ganar en consideración el concepto de guerra total (máxima destrucción), dicho valor aumenta cuando el concepto que impera es el de la guerra limitada (destrucción restringida y muy controlada o dirigida).

* * *

Es, desde luego, evidente que la guerra limitada puede adoptar variadísimas formas y ser de importancia muy distinta en unos y en otros casos, pero en un futuro previsible, y dentro de las que podemos considerar como más importantes, la guerra limitada que parece más posible es la que se verían obligadas a llevar a cabo fuerzas representativas del bloque occidental (principalmente estadounidenses, por su papel de "cabeza" de tal bloque), contra una potencia de segundo orden de la zona de influencia del bloque comunista, convenientemente armada por éste tanto en cantidad como en calidad, y apoyada y nutrida con "voluntarios" por parte de las principales fuerzas comunistas. La intervención armada podría ser provocada, por ejemplo, por la necesidad de hacer frente con las armas a la pretensión de un nuevo "hecho consumado" que habría llegado, entonces, a representar algo así como la gota de agua que hace rebosar el vaso.

En una guerra de tales o parecidas características sería fundamental (y esto es común para toda clase de guerras) tratar de provocar la decisión en la fase inicial, antes de que el apoyo que estaría recibiendo el otro contendiente llegase a cobrar tal entidad que fuese difícil de vencer.

No es necesario hacer mucho hincapié para resaltar el importantísimo papel que habrían de desempeñar las fuerzas aéreas al tratar de lograr esta finalidad. Pero la actuación de dichas fuerzas aéreas estaría condicionada por el hecho de que dispusieran con anterioridad de un despliegue de bases convenientemente dispuesto, bases que podrían no tenerse en absoluto o que podrían haber quedado tan avanzadas y, a consecuencia de ello, tan expuestas a los ataques enemigos, que resultara extraordinariamente difícil la actuación desde ellas.

Las fuerzas aéreas con base en portaviones serían la mejor solución para este problema, siempre contando con que las condiciones peculiares del teatro de operaciones hicieran posible la actuación de este tipo de buques.

Para algunos, es muy discutible el valor efectivo de los portaviones en el caso de una guerra total; sostienen que un enemigo suficientemente potente quizá no los dejara llegar a la distancia a que podría ser eficaz su actuación, mediante el uso contra ellos de grandes fuerzas submarinas, de ingenios aire-tierra, e incluso de otros tierra-tierra de alta precisión. Pero en una guerra limitada no es probable que la hipotética fuerza de portaviones que estamos considerando llegara a enfrentarse con elementos de ese estilo y, sobre todo, que se le presentaran en cantidad suficiente para que las defensas normales de dicha fuerza no fueran capaces de proporcionar a ésta la adecuada protección.

Las características de los portaviones se

adaptan grandemente a las posibles necesidades y, de una manera especial, a las necesidades iniciales de una guerra limitada. Uno de estos barcos es capaz de permanecer en servicio en operaciones hasta una semana sin aprovisionarse, efectuando desplazamientos del orden de las 4.000 millas. Utilizándolos por parejas, están en condiciones de asegurar el mantenimiento continuo de aviones en el aire. A su vez, las condiciones de la guerra limitada se prestan de manera muy especial a sacar un altísimo provecho de las características de movilidad y flexibilidad de los portaviones. Una fuerza de estos navíos puede proporcionar aviones de bombardeo táctico (incluso capaces de utilizar explosivos nucleares, si es preciso), de caza para defensa, de cazabombardeo, de reconocimiento y, desde luego, aviones para la lucha antisubmarina, todo ello sin olvidarnos del helicóptero y de su creciente importancia, que han llevado a la puesta en servicio del "Bulwark", primer transporte "commando" británico, capaz de llevar a bordo 600 hombres y los helicópteros para su transporte aéreo (1).

Desde luego que la efectividad de los portaviones para proporcionar apoyo aéreo táctico dependerá de las posibilidades, tanto marítimas como aéreas del enemigo en cada caso, puesto que, para conseguir contrarrestarlas debidamente, será necesario invertir una buena parte del total de los medios aéreos de que se disponga. De ahí que, si las posibilidades enemigas son muy grandes, muy grande será, también, la proporción de los medios aéreos que obligarán a distraer, dejando reducido a un mínimo el esfuerzo útil que se pueda dedicar al apoyo aéreo táctico.

* * *

Partiendo del principio de que no se desarrollarían acciones aéreas del tipo estratégico, ni cualquiera otras que—bien por los objetivos atacados o por alguna otra razón—implicaran un riesgo muy notable de provocar una guerra total, las fuerzas aéreas tácticas tendrían necesidad de desempeñar todos los tipos de misiones que podemos llamar "clásicos": superioridad aérea, interdicción, apoyo aéreo directo, reconocimiento y, probablemente en menor grado, transporte. El orden de prioridad a asignar, o la cantidad de esfuerzo que se tendría que dedicar a cada una de esas clases de misiones, dependerían, como es natural, de distintos factores, entre los cuales figurarían las condiciones naturales del teatro, el estado de desarrollo de sus comunicaciones, las características de las acciones (aéreas y terrestres) que llevara a efecto el enemigo, etc. Pero merece la pena destacar el hecho de que la superioridad aérea—aun conservando su inmenso valor, desde luego—, en las guerras limitadas puede, en determinadas condiciones, ser menos decisiva que en una guerra total; esto se puso bien de manifiesto en algunas ocasiones en Corea y, quizá aún más claramente, en Indochina, en donde a pesar de tener los franceses, no ya el dominio, sino en realidad el monopolio del aire, fueron incapaces de detener a las fuerzas enemigas en Dien Bien Fu.

Todos los tipos de misiones que hemos citado anteriormente (con la excepción, probablemente única, de las misiones de transporte que impliquen la necesidad de trasladar ciertos volúmenes a determinadas distancias) pueden ser llevadas a cabo por aviones embarcados y, de hecho, hemos afirmado que habrían de serlo exclusivamente por ellos en la fase inicial de algunas guerras limitadas. Ocurre, no obstante, especialmente si llega un momento en que estas campañas adquieren un determinado grado de desarrollo, que dichos aviones, por sí solos, pueden no ser capaces de proporcionar toda la cantidad de esfuerzo sostenido que sería necesaria para la adecuada continuación de las operaciones; harían falta más aviones y, éstos, preferentemente con base en tierra, por ser menores sus limitaciones y servidumbres. Por tanto, llegado que fuera ese momento, habrá de establecerse un sistema adecuado de bases en tierra, para estar en condiciones de proseguir y apoyar en debida

(1) Este navío, que dispone de helicópteros especiales para desembarco Westland «Whirlwind», es capaz de desembarcar en cuatro horas los seiscientos hombres, treinta vehículos y provisiones, y equipo para dos semanas, todo ello permaneciendo anclado a varias millas de la costa.

forma las operaciones iniciadas desde los portaviones.

* * *

Como ya apuntamos al principio, en el terreno de las conjeturas sobre el empleo o no de las armas nucleares en las guerras limitadas, hay opiniones para todos los gustos. Hablamos sobre la sugerencia de que la utilización de dichas armas en esta clase de guerras conduciría a que se desencadenara un inevitable proceso de réplicas y contrarréplicas que, necesariamente, provocarían el estallido de una guerra total. Es natural que, aunque no se llegue al empleo de armas nucleares en ella, toda guerra limitada lleva en sí un determinado peligro de acabar transformándose en total; pero es también cierto que, simultáneamente con la existencia de la posible guerra limitada, seguiría existiendo entre las grandes potencias básicas de cada bloque lo que podríamos llamar estado de "disuasión mutua o recíproca" respecto a la guerra total, lo cual ayudaría a que, mientras esas grandes potencias no llegaran a empeñar sus fuerzas aéreas estratégicas (tanto las tripuladas como las no tripuladas) o no se atacaran sus respectivos territorios metropolitanos, existieran muchas probabilidades de que no se diera lugar al estallido de esa guerra total.

* * *

Puesto que hemos dicho antes que se admite como posible la utilización de armas atómicas de tipo táctico en la guerra limitada, parece lógico que nos paremos a pensar en las posibles variaciones que este empleo introduciría en la actuación del arma aérea que consideramos a lo largo de este estudio.

En primer lugar, ello daría lugar, indudablemente, a un aumento en la necesidad de aviones tácticos tripulados para los ataques a las Unidades terrestres enemigas en apoyo de las propias, puesto que, a causa de la situación de extraordinaria fluidez que se tendría en tierra por la actuación de fuerzas altamente móviles y que evitarían toda concentración, seguramente se presentarían muy pocas ocasiones apropiadas para la utilización de ingenios teleguiados o balísticos (excepción hecha de los de muy corto alcance), por la gran dificultad que existiría para la determinación de los objetivos.

Serían de acrecentada importancia y ocuparían un importantísimo lugar en punto a prioridad, las misiones de reconocimiento aéreo. Tanto las Unidades terrestres como las aéreas sentirían una extraordinaria necesidad de que se las mantuviera, no ya al día, sino a la hora y aun al minuto en todo lo referente a información sobre el enemigo.

Las misiones de defensa aérea inmediata de los puntos vitales propios, como zonas de tránsito y portaviones en la mar, absorberían una porción muy considerable de los elementos aéreos de que se dispusiera.

Y, por último, serían de enorme importancia—y es muy posible que se invirtiera en ellas una buena parte de las armas nucleares—, las acciones realizadas contra las bases aéreas enemigas.

* * *

Es claro que existe una inmensa gradación en lo que (desde un punto de vista exterior a los contendientes), podríamos llamar la importancia o el volumen de las posibles guerras limitadas, y que todo cuanto llevamos expuesto no es de aplicación a todas ellas.

Saltan a la vista las diferencias que hay —tanto refiriéndonos a las fuerzas de tierra como a las fuerzas aéreas—entre la campaña de Corea, la de Indochina y la de Argelia, pongamos por ejemplo, y citando sólo algunos casos.

Aunque todo el que haya leído cuanto antecede habrá podido darse cuenta de ello, quizá no esté de más aclarar que casi todo lo expuesto se ha escrito pensando, principalmente, en hipotéticas guerras limitadas de una muy considerable extensión o importancia, siendo hecha la "medida" (valga la expresión) de esta importancia por alguien totalmente ajeno al litigio o conflicto, pues es natural que para el que haya sido contendiente en alguna ocasión, la más importante guerra limitada sea aquella en la que tomó parte.

¿QUÉ ES UN "WEATHER BRIEFING"?

Por LORENZO GARCIA DE PEDRAZA
Meteorólogo

En la primera época de la Aviación el *tiempo atmosférico* era uno de los «cocos» más difíciles de soslayar, pero según fué progresando el arte de volar, el impulso paralelo que iba tomando la Meteorología le sirvió de valioso apoyo. Así es como los planes de vuelo, rutas y operaciones se han venido realizando haciendo del tiempo atmosférico un factor más a tener en consideración. No andamos en España muy sobrados, que digamos, de bibliografía meteorológica; por ello he creído que pudieran ser interesantes estas notas «espigadas» y recopiladas a través de varias revistas extranjeras que ahora, como en otras ocasiones, brindamos a REVISTA DE AERONÁUTICA Y ASTRONÁUTICA para su divulgación.

§ 1) Definición.

Un «weather briefing» es la presentación de la información del tiempo atmosférico en una forma clara, concisa y ordenada. Este «sermón» a los pilotos debe ser breve y no exceder de 5 a 7 minutos. El conocer una buena información del tiempo atmosférico y su probable evolución es fundamental para utilizar y evaluar el factor tiempo dentro del plan de vuelos y operaciones.

Durante la Segunda Guerra Mundial el «briefing» llegó a constituir una rutina obligatoria en Inglaterra para informar a las tripulaciones que salían en misiones de bombardeo sobre los objetivos del Continente. También las operaciones de alto nivel, planeadas por uno y otro bando (tales como el lanzamiento de paracaidistas sobre Creta y la invasión de Normandía) leemos ahora que fueron cuidadosamente preparadas en cuanto al elemento tiempo, e imaginamos la preocupación y responsabilidad de los meteorólogos embarcados en aquellas aventuras.

El principal éxito de un «briefing» es adaptarle brevemente a las necesidades de los vuelos comerciales o militares. Por lo que a estos últimos se refiere hay que tener en cuenta las necesidades estratégicas y tácticas.

Debe, por tanto, existir una estrecha y fructífera relación entre piloto y meteorólogo. Una oficina meteorológica que atienda a una Unidad de vuelo (Ala, Escuadrón, etc) debe conocer perfectamente su capacidad, su equipo y—a veces—el tipo de operaciones que va a realizar, y ha de preocuparse en preparar los informes lo mejor y más completos que sea posible. No obstante, siempre puede indicarse el grado de confianza que merece la predicción, en función de la densidad y bondad de los datos disponibles para su confección.

Consecuentemente con la descripción del tiempo actual y probable, un vuelo o una operación de gran envergadura puede llevarse a cabo según se planeó, aplazarla, alterarla e—incluso—cancelarla. De aquí que la forma de presentación es tan importante como su contenido.

El meteorólogo encargado del «briefing» debe ser convincente y realista, presentándolo tan claro como sea posible, fácilmente asimilable y capaz de ser recordado por cualquiera de los presentes.

§ 2) Presentación de la información.

La exposición de la información es un *arte*, que requiere conocimientos, cuidado y juicio por parte del predictor. Su reputación depende tanto de lo que diga como de lo que presente en forma de mapas, rutas y esquemas. (No olvidemos que, según un proverbio

chino, un dibujo claro dice más que cien palabras.) Ha de contestar con aplomo, soltura y honradez profesional a las preguntas que se le hagan, aunque sean difíciles o complicadas. No debe presentar ambigüedades, insinuaciones ni expresiones insuficientes que conviertan la imagen mental del tiempo en otra completamente distinta de la que se intenta divulgar.

Aunque la experiencia del meteorólogo es fundamental, y no es fácil que se reúnan en una misma persona las dotes del *científico* y el *orador*, damos algunas alusiones (que no deben interpretarse como reglas) de cómo debería desarrollarse un briefing:

1) Procurar encajar dentro del nivel y experiencia del auditorio, nunca hablar en plan superior.

2) Mostrar persuasión y entusiasmo, demostrar que estamos interesados en el problema y su correcta solución. *Todas* las informaciones son importantes, tanto de bueno como de mal tiempo.

3) Presentar una exposición ordenada del principio al fin. Puede seguirse un cuestionario prefijado de preguntas. Hacer al final un breve resumen de las características dominantes en "dos palabras".

4) Tratar de divulgar las frases técnicas; no obstante son preferibles las locuciones sencillas: entienden mejor la frase "meneos" que turbulencia y "alta" que anticiclón.

5) Desterrar la fraseología ambigua: Locuciones tales como "tal vez", "quizá", "acaso" ..., no son muy útiles y dan impresión de curarse en salud; emboscándose tras un telón de balbuceos y un lenguaje secreto que nada aclara.

6) Limitarse sólo a exponer el tiempo sin indicar decisiones de cómo deben realizarse los vuelos y operaciones. A menos que sea consultado en este sentido.

7) Presentar la información en segunda persona, diciendo siempre "vosotros", para inculcar al auditorio que el material se expone precisamente para *ellos*, y no es el recital de una mera situación meteorológica o la mera discusión de un mapa del tiempo.

8) Discutir sólo los detalles importantes o esenciales, haciendo la exposición lo más breve posible. No debe rebasar, en general, los cinco minutos.

9) Molestarse en disponer de la mejor información *posible*, haciendo un buen plan de recepción en función de los medios de que se disponga (radio, teletipo, facsímil ...).

10) Si es factible, debe afinarse el pronóstico local de la zona de vuelo a base de mapas originales y a la vista de los análisis recibidos de los otros centros de predicción. Contestar siempre a las preguntas que requieran aclaración.

Este *decálogo* no pretende ser un "evangelio", pero puede tomarse como pauta para montar sobre él un resumen esquemático de una información meteorológica sucinta y útil.

Es fundamental la experiencia y mucha práctica delante de un auditorio. La cuestión expuesta debe ser *entendida y asimilada* para que después pueda ser *recordada*.

A veces la información meteorológica es solicitada por teléfono (en especial las rutas). Este "briefing telefónico" debería hacerse con un cuestionario impreso que abarcase los siguientes puntos:

a) Fecha.

b) Tiempo presente en el terminal—clave AERO—(hora de observación).

c) Tiempo probable en el terminal y alternativos—clase TAF—(período de validez).

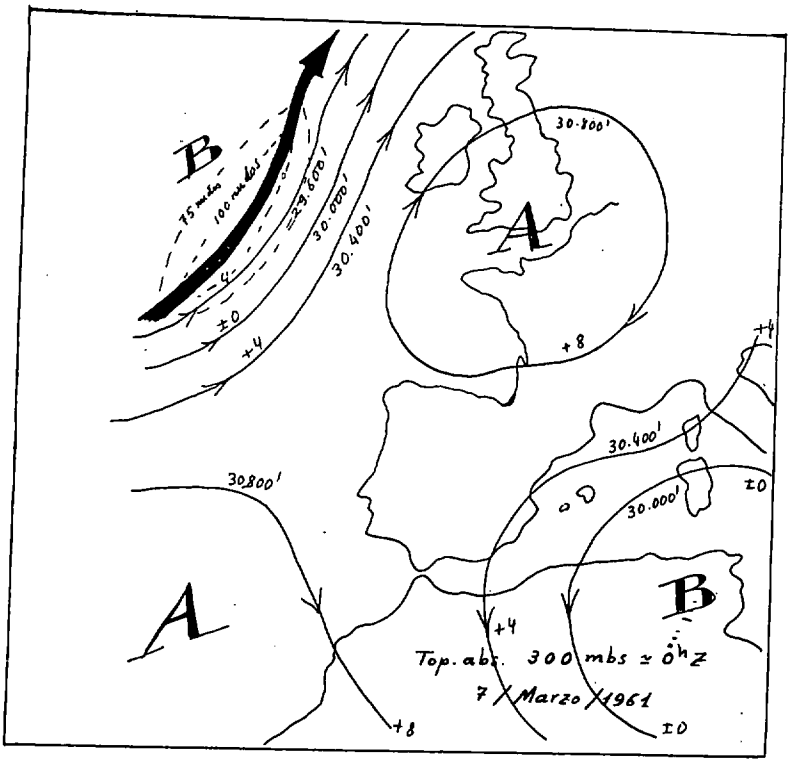
d) Tiempo en la ruta. Base y cima de nubes, turbulencia, granizo, isoterma de cero grados, engelamiento, lluvia, viento ... (todos estos datos al nivel de vuelo requerido).

e) Formalidades para constancia del pronóstico: recibido por ... y enviado por ...

§ 3) Ayudas visuales.

Hay que hacer una aclaración a la exposición verbal que haga que la información, al mismo tiempo que *oída*, pueda ser *vista*. Para ello no se requieren grandes dotes artísticas; con dibujar los mapas claros y los datos efectivos es ya suficiente.

Para informar a un solo piloto basta la carta de trabajo o el mapa recibido por facsímil; para auditorio numeroso puede recurrirse a una pizarra, dibujando con tizas de colores, o mejor aún a un proyector, donde se sitúan los mapas y rutas a comentar.



Mapa de altura correspondiente a la topografía absoluta de la superficie isobárica de 300 mbs. (unos 9.000 metros). Estas cartas son muy útiles para el vuelo de reactores, indicando los núcleos de acción y los chorros de viento.

Nosotros, para informar a los pilotos del Escuadrón de reactores, utilizamos unos mapas cuyo contorno ha sido dibujado sobre un celuloide transparente y a la misma escala que las cartas de trabajo o facsímil; este transparente va emparedado entre unas láminas de plástico de dimensiones 30 por 60 centímetros, y espesor de unos 4 milímetros cada una, montadas y marqueteadas por los bordes con papel de goma. Su uso es rápido y eficaz: superpuestas sobre los "mapas del tiempo" se copian los frentes, isobaras, chorros de viento, zonas de lluvia, etc., mediante lápices grasos (estas líneas se borran después fácilmente con dicloroetileno). Colocada sobre el proyector en posición de "proyección transparente", se va deslizando la lámina y van apareciendo los mapas sobre la pantalla en orden consecutivo. Utilizamos tres en serie: superficie, altura y área local.

En la oficina de vuelos hay unos tableros de exposición permanente con las condiciones de vuelo en el terminal y alternativos, que se van renovando en el transcurso del día.

Montadas sobre unos paneles de cristal hay un esquema de rutas, donde el relieve orográfico se dibuja por la parte anterior y las nubes (en blanco) por detrás, sobre un fondo fijo de color azul. Con ello se consigue una sensación de perspectiva bastante realista.

§ 4) Preparación del material de trabajo.

La información desarrollada varía mucho con el tipo de misión. Tanto en su contenido como en su fin. Los colores y símbolos utilizados son los convencionales para rutas y mapas: Por ejemplo, un frente frío (azul), uno cálido (rojo), una oclusión (púrpura), uno estacionario (azul y rojo); las áreas de precipitación en verde, con los símbolos adecuados; las zonas de mala visibilidad en rojo (el amarillo no es buen color para visualizarse en la pantalla del proyector); las isobaras en líneas negras continuas y en número suficiente para darse cuenta del gradiente y la distribución isobárica; los chorros de viento con flechas rojas, indicando su altura en miles de pies. Las isotacas (líneas de igual velocidad) van punteadas y su velocidad rotulada en nudos.

Para la información a turborreactores son interesantes los siguientes mapas:

a) *Mapa de la topografía de 300 mbs.*—Con las "corrientes en chorro" y los fenómenos especiales de la región de la tropopausa. En este mapa pueden figurar isohipsas, isotacas e isotermas.

b) Mapa pronosticado de 300 mbs.

c) *Mapas de "tiempo significativo" en la baja troposfera.* (Entre superficie y 400 mbs).—En él aparecen nubes, turbulencia, engelamiento y granizo; posición prevista de frentes y dirección de los "chorros". (Ver figuras.)

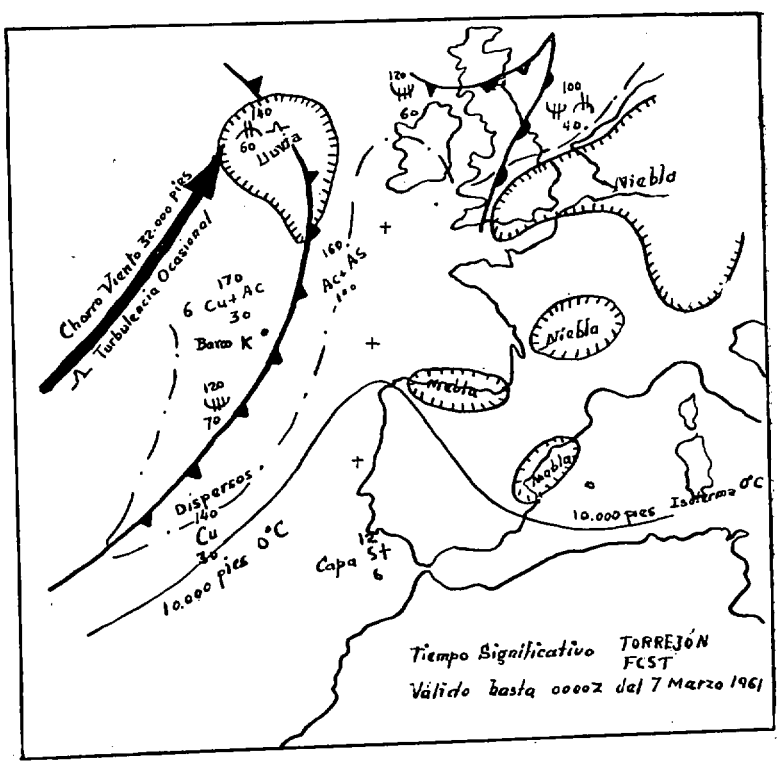
d) *Mapa del tiempo significativo en la alta troposfera.* (Por encima de 40 Mb.).—Con los "chorros"; zonas de turbulencia en aire claro, onda de montaña, áreas de cirrostratos espesos y cima de cumulonimbos.

e) *Vientos y temperaturas para ascenso, crucero y descenso.*—En forma tabular para los niveles de 700 m., 500, 400, 300 y 200 mbs. en zonas a lo largo de la ruta.

f) *Predicción de la temperatura sobre la pista.*—En especial a la altura de la toma de aire de los motores. Debe pronosticarse esta temperatura con dos horas de antelación a la salida del avión.

g) *Predicción de aterrizaje.*—A base de la clave AERO, con el QNH y la tendencia del tiempo antecedida de la palabra TREND (especialmente los mínimos de visibilidad y de techo en la zona de pistas). Si no se da ninguna de estas circunstancias, el AERO va seguido de la palabra NOSIG.

Actualmente, en la Base Aérea de Zaragoza, la Oficina de Información Meteorológica es conjunta para españoles y americanos, enlazada también con el Aeropuerto de Sanjurjo, a fin de disponer de una más detallada información nacional y del plan VOLMET. Se tiene una buena y extensa información transmitida por facsímil y teletipo, con mapas a todos los niveles, sondeos termodinámicos y rutas tabuladas con datos de vientos. La estación de radiosondas de Valenzuela (08-159) hace dos sondeos a 0 h. y 11 h. (TMG) de gran utilidad para determinar inversiones, frentes, estelas de condensación, chorros de viento, engelamiento, turbulencia, nivel de condensación, áreas de inestabilidad, etc. Los impresos que adjuntamos en el presente artículo son los



"Mapa del tiempo" con zonas de niebla y frontales. Esta es una de las cartas montadas en plástico para proyectar, como ayuda visual, en el "weather briefing".

VIENTO Y TEMPERATURA EN ALTURA

Radiosondeo de Valenzuela del día 7 de marzo de 1961 a 0 (hora Z)

Presión (mb.)	Altura (metros)	VIENTO Direc. (grados)	VIENTO Velocidad (nudos)	TEMPERATURA (°c) Aire	TEMPERATURA (°c) Punto de rocío
50	.....	.....	.....	.....	.....
100	16.220	360°	15	—61°	.....
150	13.700	060°	04	—63°	.....
200	11.940	090°	12	—65°	.....
250	10.570	150°	15	—57°	.....
300	9.350	140°	15	—48°	.....
400	7.340	090°	05	—33°	.....
500	5.840	070°	05	—19°	.....
700	3.212	060°	07	0°	—16°
850	1.635	080°	05	8°	—14°
Superficie	283	Calma		12°	2°

NOTAS: Situación anticiclónica con aire seco y cálido sobre la cuenca del Ebro. Los alternativos del centro de España están despejados; hay brumas y nieblas en el litoral mediterráneo.

EL METEO,
PEDRAZA

DATOS AEROLOGICOS

Isoterma O°: 10.000 pies.
Nivel condensación .....
Chorro de vientos ..... a .....
Inversión { tropopausa: 38.000 pies. / frontal ..... / radiación: superfic/1.000 p. / subsidencia: 1.500/8.000 p.
Engelamiento .....
(.....)
Estelas de condensación a 29.000 pies.
Turbulencia .....
(.....)
Temperatura prevista en pista (máx): 18° C. ..... (°
Formación de cúmulos ..... hora/
Disipación niebla ..... hora/
Inestabilidad .....
Nubes (Cirros) 3 a 4/8 { Base: 28.000 pies. / Cima: 34.000 pies.

Datos meteorológicos a los niveles tipo, obtenidos por medio de un radiosondeo en la estación de Valenzuela (Base Aérea de Zaragoza).

adaptados por nosotros para la información en los "briefing".

§ 5) Tipos de «briefing»

Varían ampliamente en su contenido y fin; desde el individual a un piloto para un vuelo local hasta el de gran escala para un Cuartel General a fin de planear una serie de operaciones con antelación de semanas e incluso meses.

Los briefing de la oficina meteorológica a pilotos individuales se hacen *sobre el papel:* El piloto expone su destino (a veces su misión) y el meteorólogo le indica la ruta más adecuada, altura de vuelo y "pros" y "contras" de la situación meteorológica del terminal (o alternativos). A la vista de esto, el piloto confecciona su plan de vuelo: VFR, IFR, sobre cimas, etc.

Completa la información una breve explicación sobre el mapa del tiempo de la posición prevista de frentes y áreas cubiertas por nubes. Al entregar la ruta deben firmar en ésta el piloto y meteorólogo; el duplicado de ruta obtenido mediante un papel carbón se guarda algún tiempo en la oficina meteorológica para constancia de la información.

Podíamos fijar esta rutina muy similar a la del enfermo que acude a la consulta del médico para que le fije un plan a seguir.

b) Los briefing de conjunto a grupos de tripulaciones dispuestas para el vuelo (comercial, de transporte, de combate, de entrenamiento ...) se hacen ya con el proyector o en la pizarra. Analizando el tiempo y estableciendo con los pilotos un breve coloquio que correlacione sus misiones con la situación atmosférica. Es además conveniente proveerlos de varias copias con el tiempo significativo, cortes de vuelo (distancia-altura) para la ruta y pronósticos de la evolución del tiempo en el terminal o secciones verticales (tiempo-altura). Estas copias se

obtienen perfectamente con una multicopista tipo "Ozalid".

Esta información es ya una breve clase a un grupo de alumnos (los pilotos).

Además, en los briefings de operaciones de combate puede explotarse el tiempo como arma táctica: evasión, ocultación, estelas de condensación, reconocimiento fotográfico, nubes sobre objetivos, etc.

Para operaciones de despegue, bombardeo, formaciones de vuelo, retorno a base y aterrizaje (de los modernos reactores) son interesantes valores muy concretos que deben ser cuidadosamente analizados. He aquí algunos:

1. *Viento.*—Su *dirección* no se considera crítica en las bases de pistas largas para el despegue (en aterrizajes el paracaídas de cola frena lo suficiente). La *velocidad* es importante si el viento sopla cruzado a pista y con rachas que rebasan los 40 nudos.

Visibilidad.—Para despegues no es peligrosa (si no hay niebla muy cerrada). Para aterrizaje son ya malas las visibilidades de 1 milla o menos, y requiere aproximación en IFR.

Nubosidad.—Interesan mucho las capas de nube bajo el nivel de vuelo, con su techo o "plafond" para perforaciones en el terminal.

Temperatura de pista.—Sólo interesa en el despegue para hacer el cálculo de recorrido en función de la presión de los motores.

En misiones de bombardeo la visibilidad horizontal sobre objetivos debe ser superior a 5 millas, y la vertical buena, a fin de identificar los blancos. Las nubes no deben existir en la zona de bombardeo, como máxi-

ALA DE CAZA N.º 2 **METEOROLOGIA**

Día 7 de marzo de 1961

ESTADO DEL TIEMPO EN EL TERMINAL Y ALTERNATIVOS

Datos para Valenzuela ..... Orto: 06h26mZ / Ocaso: 17h57mZ

Temperatura prevista en pista... Máxima: 18°C / Mínima: 6°C.

Presión en pista. Máxima ..... / Mínima .....

ESTACION	Hora	Tiempo	Viento	Visibilidad	TEMPERATURA TT	TEMPERATURA Td Td	QNH pulgs.	NUBOSIDAD Bajas	NUBOSIDAD Medias	NUBOSIDAD Altas
Valenzuela .	08h	Bruma	Calma	6 km.	12°	08°	30.23			2/8 Ci 28.000
Previsión ...	10/16	Despejado	115°/08	12 km.						
Torrejón ...	8h30m	Despejado	F/V	28 km.	08°	02°	30.25			
Previsión ...	08/12	Despejado	150°/10	30 km.						
Morón	8h	Nuboso	240°/10	15 km.				4/8 Sc. 600 m		
Previsión ...	10/15	Nuboso	250°/16	12 km.				5/8 Sc. 800 m	2/8 As + Ac	2.500 m.
Valencia	08h	Niebla	F/V	2 km.	10°	08°	30.26			
Previsión ..	08/12	Niebla	Calma	3 km.						
	12/18	Despejado	090°/08	10 km.						
P. Mallorca	08h	Bruma	Calma	2 km.	08°	07°	30.30			
Previsión ...	10/15	Calima	070°/06	6 km.						
Barcelona ...	08h	Neblina	090°/06	3 km.	08°	07°	30.27			
Previsión ...	09/15	Calima	F/V	6 km.						

NOTA: Esta información proviene de las partes AERO y TAF del plan VOLMET.

Información del tiempo presente y de la evolución probable en los aeródromos de la zona. Complemento del briefing.

mo 3/8 de nubes bajas (a no ser que se lleve a bordo radar de identificación). Si una formación de bombarderos viene tras otra, el salto del viento en el suelo es un factor muy importante, pues el humo de las primeras explosiones, al ser desplazado por el viento, puede cubrir el blanco a la segunda formación.

§ 6) Interrogación a los pilotos.

Hasta ahora hemos venido tratando de la información del meteorólogo al piloto, "volvamos la oración por pasiva" y que sea el piloto quien informe al meteorólogo del estado del tiempo que acaba de encontrar en su ruta, haciendo una crítica del pronóstico que le fué facilitado.

Una interrogación de este tipo, que puede ser contestada verbalmente o por escrito (rellenando cuestionarios hechos al efecto), es una estupenda descripción del tiempo real que hace de cada misión algo de "vuelo de reconocimiento meteorológico".

Los datos aportados por una tripulación que acaba de hacer un vuelo, da base para confeccionar una buena ruta en vuelos posteriores sobre la misma zona. En vuelos de combate, este briefing "de ida y vuelta", es una información muy buena del tiempo verdadero sobre territorio enemigo.

Por tanto, el interrogar a los pilotos de una forma hábil y sucinta para que rindan cuentas del vuelo meteorológico, o bien proporcionarles un cuestionario impreso para que lo contesten por escrito, es misión a la que debe prestarse especial atención.

El piloto ha de ser *objetivo* y *no obsesivo*, sin mostrar exageración sobre los temas que se le preguntan al rendir cuentas de su vuelo. Una información, lo que *no se encontró* en vuelo puede ser muy interesante.

Para cada dato anotado durante el vuelo, puede darse lugar, altitud y hora.

He aquí una guía de cuestiones para contestar:

a) *Posición y hora.*

b) *Nubes.*—En cada capa, tipo, cantidad, base y cima.

c) *Visibilidad.*—Con sol y sin sol, aire-aire y aire-tierra.

d) *Viento.*—Dirección (grados) y velocidad (nudos) a distintos niveles de vuelo.

e) *Turbulencia.*—Intensidad y frecuencia en cada nivel de vuelo.

f) *Engelamiento.*—Tipo y altura.

g) *Estelas de condensación.*—Tipo, persistencia y altitud.

h) *Temperatura del aire.*—Al nivel de vuelo, en grados centigrados.

i) *Tormentas.*—Fenómenos eléctricos y precipitación.

§ 7) Pronósticos estadísticos.

A veces, interesa dar una información de tipo estadístico. En estos "briefing a largo plazo", juegan importante papel las condiciones climatológicas del terminal y de la ruta, deducidas de la frecuencia y valores promedios de las variables meteorológicas más interesantes al vuelo, tales como las siguientes:

i) Mínimos para el vuelo G. C. A.—Es decir, techo y visibilidad.

ii) Variación horaria de la temperatura en la pista.

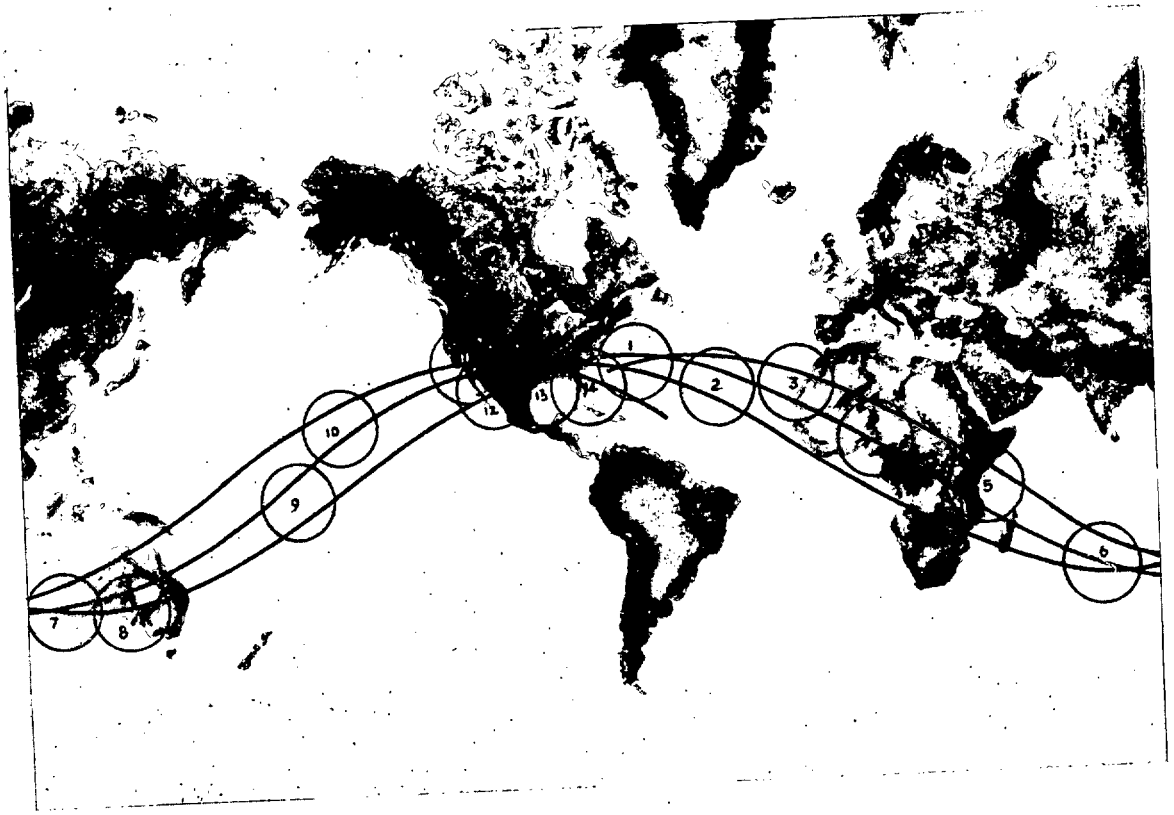
iii) Componente media del viento en ruta a alturas seleccionadas.

La Climatología Aeronáutica presenta ya hoy día una amplia información estadística de valores promedios y extremos en muchos aeropuertos y rutas de vuelo. Así se dispone de un "tiempo-standard" que da una orientación aceptable para planear operaciones y vuelos a fecha larga y en gran escala de espacio y tiempo.

* * *

En fin, vamos a cortar aquí el presente artículo, pues resultaría un contrasentido que explicando una "breve reseña del tiempo", nos extendiésemos ampliamente en divagaciones, llenando páginas y páginas.

Solamente volver a insistir en que la capacidad y oratoria del meteorólogo, las ayudas visuales en la pizarra o el proyector y la interrogación (y consecuente información) de los pilotos que han volado el tiempo real, son bazas fundamentales para ganar la partida o soslayar las adversas condiciones meteorológicas.



LA ESTACION DE MASPALOMAS EN EL PROYECTO MERCURY

Por MANUEL BAUTISTA ARANDA
Comandante Ingeniero Aeronáutico.

Con motivo del lanzamiento con pleno éxito del astronauta norteamericano, todo el mundo ha tenido ocasión de leer en la Prensa diaria que la estación astronáutica de Maspalomas había establecido contacto con el Teniente Coronel Glenn, y que éste había hablado de la magnífica vista que le ofrecía el conjunto de las Islas Canarias. Pero es posible que para muchos el conocimiento de la citada estación quede reducido, poco más o menos, a estas breves noticias.

Considerando el tema de interés para los lectores de REVISTA DE AERONÁUTICA Y ASTRONÁUTICA nos hemos animado a escribir estas líneas para examinar con algo más de detalle el objeto de la estación, las funciones que cumple y la participación que ha tenido en el vuelo de Glenn y en otros anteriores.

La estación astronáutica de Maspalomas, situada al Sur de la Isla de Gran Canaria, forma parte de una red de 14 estaciones, conocida con el nombre de Red Mercury, que se extiende por toda la tierra, a lo largo de la ruta prevista. En la cabecera puede verse la situación de las distintas estaciones de la red, así como la proyección de las tres órbitas descritas por la cápsula que transportaba a Glenn. La distribución de las primeras

es tal, que el astronauta, en el transcurso de su vuelo, casi siempre puede estar en contacto directo con alguna de ellas.

La primera estación de la red está en el lugar del lanzamiento, es decir, en Cabo Cañaveral; la segunda, en las Islas Bermudas; la tercera, en un barco situado en pleno Atlántico, y la cuarta es la de Maspalomas. La ruta de la cápsula sigue cruzando Africa, el Océano Indico, Australia, el Océano Pacífico y el Sur de Estados Unidos. Como puede observarse, en ningún momento sobre-

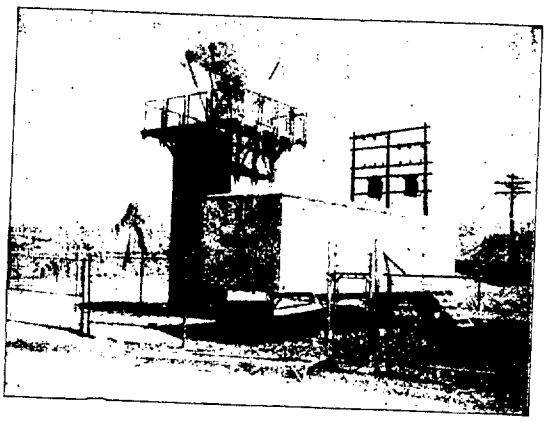


Figura 1.

vuela el territorio de la Unión Soviética o de China, y, además, la mayor parte del recorrido lo hace sobre los océanos. Con esto se trata de evitar las dificultades de tipo político que pudieran presentarse en la recuperación de la cápsula, si por una avería imprevista durante el vuelo tuviese que regresar precipitadamente a tierra.

Funciones de la estación.

La estación de Maspalomas cumple fundamentalmente las siguientes funciones:

a) *Seguimiento.* — Desde la estación se puede seguir la cápsula, mientras ésta se encuentra sobre el horizonte de la misma, pudiendo determinarse en todo momento su posición en el espacio.

El objeto de esta función está claro. Cuando se va a realizar un lanzamiento, se tiene prevista la órbita que va a seguir el satélite. Para que esta órbita se siga hace falta que en el momento de terminarse la fase propulsada del vuelo, el cohete se encuentre en un cierto punto del espacio, con una determinada velocidad (1) y con cierta orientación. Cualquier pequeño error que exista en uno de estos tres factores hará que la órbita realmente seguida por el satélite difiera de la que debía seguir.

En el estado actual de la técnica es frecuente que se presenten errores de cierta consideración, y de hecho, bastantes de los satélites actualmente en órbita siguen trayectorias que difieren apreciablemente de las que se habían previsto para ellos.

En el caso particular de la cápsula Mercury, cualquier error de este tipo podría dar lugar a problemas graves, por la pequeña altura de la órbita prevista (unos 170 kilómetros). A esta altura, la densidad de la atmósfera, aunque muy pequeña, es todavía apreciable y produce un frenado en la cápsula, que no tiene mayores consecuencias por la corta duración del vuelo. Pero basta que por error la órbita se establezca a una altura algo menor para que este frenado aumente y pueda llegar a impedir que la cápsula complete su vuelo normal. La caída tendría lugar entonces en un punto no previsto y la recuperación del astronauta sería más difícil, o incluso podría no encontrarse.

El lector puede pensar que sería mejor prever una órbita más alta, que resultase menos crítica. Sin embargo, hay dos razones que aconsejan adoptar una órbita del tipo anterior. La primera es que cuanto más baja sea una órbita, menos energía hace falta para poner un cuerpo en ella. O en otras palabras, que un mismo cohete, en este caso el Atlas, puede poner en órbita una cápsula tanto más pesada cuanto menor sea la altura de la misma. Y en segundo lugar, porque caso de fallar los cohetes de frenado, que han de iniciar el regreso a la superficie terrestre, el frenado del aire antes mencionado sería suficiente para que la cápsula, al cabo de un cierto número de vueltas a la Tierra, acabara perdiendo suficiente velocidad y se iniciase por sí sola la reentrada (2).

Como consecuencia de todo lo anterior, se comprende el interés que tiene la determinación de la órbita realmente seguida por la

(1) NOTA DE R. DE A. Y A.—Se llama «velocidad de satelización»; una diferente para cada altura de órbita.

(2) NOTA DE R. DE A. Y A.—Esta razón que da el autor es sumamente interesante, y creemos no ha sido expuesta antes de ahora.

cápsula. Además, un conocimiento preciso de la misma es fundamental para poder determinar el instante en que deben encenderse los cohetes de frenado, para que la caída tenga lugar en la zona preestablecida.

La estación de Maspalomas, igual que otras varias de la red, está equipada para este fin con un radar de largo alcance, tipo LRT-3, que una vez detectada la cápsula indica continuamente su distancia a la estación y la dirección en que se encuentra (definida por los ángulos de azimut y elevación).

Este radar trabaja en una frecuencia de 2700-2900 MHz, con una potencia de cresta de 250 Kw. Tiene dispositivo de seguimiento automático, de forma que una vez captado un blanco lo sigue por sí solo, tanto en dirección como en distancia. Su precisión es del orden de 100 m. en distancia y de 0,05 grados en elevación y azimut. Su alcance, dadas las pequeñas dimensiones de la cápsula, sería tan sólo de unos 300 kilómetros; pero el "transpondedor" instalado a bordo, que recibe la señal del radar, la amplifica y la vuelve a transmitir, permite incrementar enormemente este alcance hasta llegar a valores del orden de los 4.000 kilómetros. Con ello se puede seguir la cápsula en todo momento, desde que aparece por el horizonte hasta que se vuelve a perder otra vez tras él.

Los datos de distancia, azimut y elevación obtenidos por el radar de Maspalomas se transmiten cada seis segundos por teletipo a la Central de Cálculo de Goddard, en Estados Unidos. Y allí, los máquinas calculadoras determinan la órbita real que sigue la cápsula.

En la figura 1 se muestra la antena del radar montada sobre una torre de hormigón, y el remolque que aloja el resto del equipo.

b) *Telemetría.*—Además de la órbita seguida por la cápsula, es del mayor interés conocer en tierra cómo funcionan los distintos sistemas de ésta durante el vuelo y el estado físico del astronauta. Esto permite obtener mucha experiencia para futuras misiones y, sobre todo, si se presentase alguna avería grave a bordo o en algún momento corriese peligro el astronauta, se le podrían dar desde tierra las instrucciones adecuadas, o incluso provocar un regreso prematuro para evitar mayores males.

La estación de Maspalomas está provista de los receptores de telemetría necesarios para recibir e interpretar toda la información transmitida por la cápsula durante su paso por la vertical del lugar. Una serie de indicadores presentan esta información adecuadamente descifrada, de forma que un observador algo entrenado puede ir siguiendo fácilmente las incidencias del vuelo.

La información recibida se refiere, en primer lugar, al estado del astronauta. Así, un indicador nos muestra continuamente la temperatura de su cuerpo, otro el ritmo de su respiración, otro las pulsaciones por minuto, otro un electrocardiograma completo, etc.

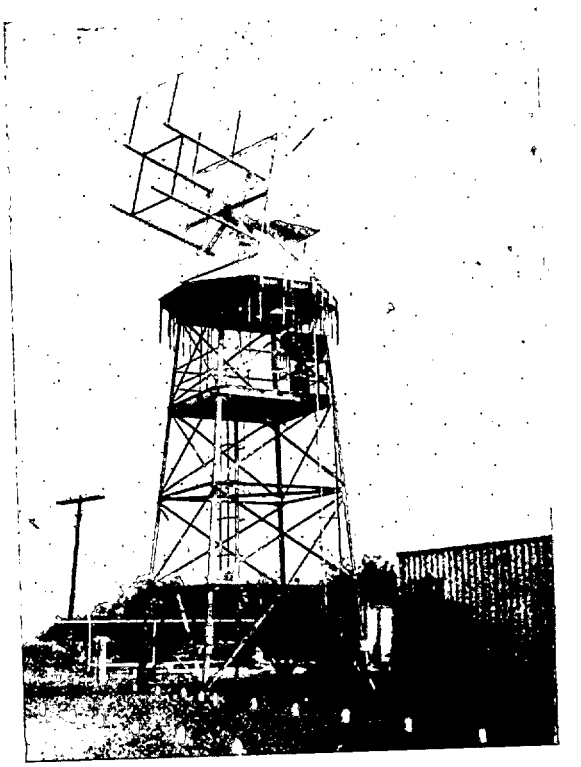


Figura 2.

También se recibe información sobre la propia cápsula: temperatura y presión en su interior, temperatura de las paredes, cantidad de oxígeno remanente, concentración de CO_2, asiento de la cápsula en cabeceo, alabeo y guiñada, aceleraciones longitudinales, laterales y transversales, reserva de combustible para los cohetes estabilizadores de la posición de la cápsula, cantidad de refrigerante, tensión de la red eléctrica, etc.

Y por último, un tercer grupo de datos

está relacionado con el desarrollo del vuelo, especialmente en su última fase. Tales son las indicaciones del momento en que se disparan cada uno de los tres cohetes de frenado para iniciar la reentrada, la indicación de cuándo se desprenden estos cohetes después de terminada la combustión, de cuándo se abre el paracaídas estabilizador, de cuándo se suelta, de cuándo se suelta la coraza protectora contra el calentamiento durante la reentrada, de cuándo se abre el paracaídas principal, etc.

En el pupitre principal de la estación de Maspalomas toman asiento un médico encargado de observar los datos referentes al astronauta, un ingeniero que vigila los correspondientes a la cápsula, y el controlador principal que tiene frente a sí los del tercer grupo. El enlace directo por teletipo que tiene la estación con el Centro de Control en Cabo Cañaveral permite tener informado a éste de cualquier novedad que se observe.

Cuando uno se ha familiarizado con los instrumentos de la estación y se ha acostumbrado a interpretar sus lecturas, resulta verdaderamente emocionante presenciar el paso de una cápsula, esté o no tripulada. La información que se recibe de ella es tan abundante, que, en cierto modo, se tiene la impresión de estar participando en el vuelo.

El envío de datos desde la cápsula se realiza mediante dos transmisores independientes de telemetría, que operan en frecuencias distintas dentro de la banda de 225 a 260 MHz. Aunque transmiten la misma información, se emplean dos para mayor seguridad, y porque al trabajar en frecuencias distintas es menos probable que cualquier perturbación o interferencia afecte simultáneamente a los dos. En la estación se selecciona y utiliza en cada momento la señal que mejor se recibe.

Ambos transmisores trabajan con modulación de frecuencia. La portadora se modula con 4 subportadoras o canales independientes. Y, a su vez, estas subportadoras se modulan, también en frecuencia, con la información a transmitir. Un canal está dedicado exclusivamente a la respiración del astronauta, otros dos al electrocardiograma y el cuarto a todas las demás magnitudes, que van modulando una tras otra en rápida sucesión a la subportadora de este canal.

En la estación existen cuatro receptores de telemetría—dos para cada frecuencia—, con sus demoduladores correspondientes.

c) *Comunicaciones con la cápsula.*—Además de poder recibir todos los datos que acabamos de indicar, la estación de Maspalomas dispone del equipo necesario para comunicar directamente con la cápsula y hablar con el astronauta, de forma análoga a como una torre de control puede enlazar con el piloto de un avión. Por este medio, el astronauta puede comunicar sus impresiones personales del vuelo, puede avisar de cualquier emergencia que se presente y puede recibir desde tierra las instrucciones que se crea conveniente darle. Pero quizá más importante que todo esto es la función sicológica que cumplen estos enlaces, contribuyendo en gran medida a evitar la impresión de soledad absoluta, que corre peligro de experimentar el astronauta en el transcurso de su vuelo.

Las comunicaciones se mantienen a la vez en dos canales independientes, uno en alta frecuencia (HF)—entre 15 y 20 MHz—y otro en muy alta frecuencia (VHF)—entre 260 y 300 MHz. Como las condiciones de propagación de ambas frecuencias son muy diferentes, resulta altamente improbable que las dos resulten perturbadas al mismo tiempo. Pero, además, el astronauta dispone de un tercer canal de emergencia, a base de manipular telegráficamente uno de los transmisores de telemetría.

El equipo de la estación es completamente convencional, estando duplicado por razones de seguridad. Para el canal de VHF emplea 2 transmisores AN/GRT-3, de 100 watios de potencia, y 2 receptores R-278B/GR. Y para el canal de HF, un transmisor CS 2029, de 250 watios de potencia, y 2 receptores R-390A/URR. Los transmisores de la cápsula tienen menos potencia que los montados a bordo de muchos aviones: 2 watios el de VHF y 5 watios el de HF. La diferencia mayor está en las antenas de la estación, que son giratorias y de bastante ganancia, y durante el paso de la cápsula se van moviendo automáticamente para estar siempre orientadas en dirección a la misma. En la figura 2 puede verse una de ellas, montada en la torre metálica correspondiente.

En el canal de VHF sólo puede comunicarse con la cápsula mientras ésta se encuentra sobre el horizonte de la estación, es de-

cir, durante unos siete minutos, como máximo. En cambio, con el canal de HF, y aprovechando la propiedad de ser reflejadas estas frecuencias por las capas altas de la ionosfera, es posible establecer enlaces a distancias muy superiores.

d) *Ayuda en la recuperación de la cápsula.*—Cuando el lanzamiento y vuelo posterior transcurren de una forma normal, el disparo de los cohetes de frenado se verifica cuando la cápsula, después de completar tres vueltas a la Tierra, se encuentra sobre el Océano Pacífico y acercándose a la costa occidental de Estados Unidos. La pérdida de altura tiene lugar muy lentamente al principio, de forma que la cápsula todavía atraviesa todo Estados Unidos de Oeste a Este, y viene a caer en el Atlántico, cerca de Puerto Rico.

Pero pueden presentarse diversas emergencias que alteren por completo este programa. Hay especialmente un caso en que la estación de Maspalomas, por su situación, estaría llamada a desempeñar un importante papel. Este caso es cuando la cápsula, una vez puesta en órbita, se comprueba que sigue una órbita que difiere sensiblemente de la prevista, y se considera necesario provocar su regreso prematuro a tierra. Entonces, la zona de caída estaría precisamente en las proximidades de las Islas Canarias, y los datos recogidos por la estación de Maspalomas serían de extraordinario valor para la búsqueda y recuperación del astronauta.

Misiones en que ha participado.

Coincidiendo con una de las estancias del autor de estas líneas en la estación de Maspalomas, tuvo lugar la primera intervención de ésta en una misión de seguimiento de satélites. Fué el 16 de febrero del pasado año, con motivo del lanzamiento y puesta en órbita del "Explorer IX". Pero como la estación ha sido concebida para trabajar exclusivamente dentro del Proyecto Mercury, no fué posible utilizar con el "Explorer IX" una gran parte de sus instalaciones, y algunas de las que se emplearon tuvieron que ser modificadas previamente para que pudieran trabajar en las frecuencias utilizadas por este satélite. No obstante, su funcionamiento fué plenamente satisfactorio. Fuera de este caso, la estación no se ha vuelto a utilizar en lanzamientos ajenos al Proyecto Mercury.

Dentro del Proyecto Mercury, su primera intervención fué en septiembre pasado con motivo del lanzamiento del MA-4. Se trataba de una cápsula análoga a la utilizada después por Glenn en su vuelo, equipada con todas sus instalaciones y conteniendo un "astronauta mecánico", que simulaba al futuro astronauta. La cápsula dió una vuelta completa a la Tierra, conforme estaba previsto, y cayó en la zona deseada del Atlántico. A su paso por Canarias, la estación de Maspalomas estableció contacto con ella, recibiendo las señales de telemetría, siguiendo su trayectoria con el radar y comunicando con el "astronauta mecánico". La estación trabajó sin el menor fallo.

Nuevamente vuelve a intervenir la estación, y también con pleno éxito, en el mes de noviembre, durante el vuelo del MA-5. Consistía el MA-5 en otra cápsula idéntica a la anterior, pero llevando en su interior al chimpancé Enos. Después de dar dos vueltas a la Tierra, se decidió interrumpir el vuedo (debía dar tres) a causa de pequeñas averías surgidas en la cápsula—que fueron observadas en tierra gracias a la información recibida por telemetría—, y el chimpancé fué recuperado en el Atlántico sano y salvo.

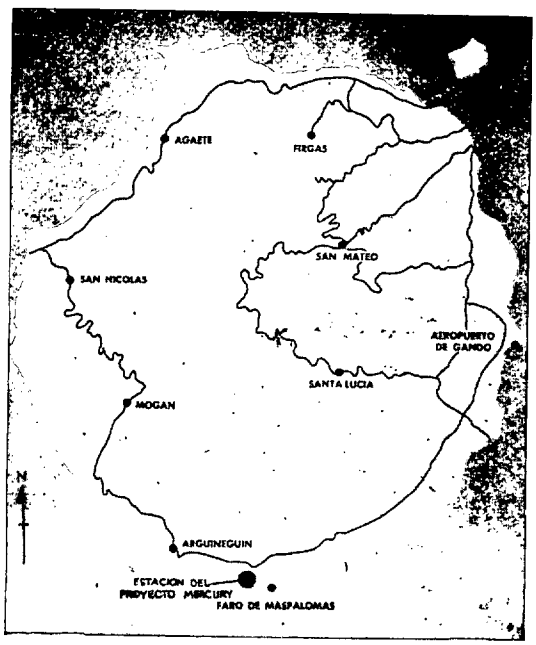
Y la cuarta y última misión en que ha participado la estación ha sido el pasado mes de febrero, durante el vuelo del MA-6, con el Teniente Coronel Glenn a bordo. Aun cuando la Prensa y radio de todo el mundo han difundido ampliamente los detalles del vuelo, vamos a reproducir algunos de los datos recogidos por la estación durante el primer paso de la cápsula:

Estado general del astronauta	Excelente.
Ritmo de su respiración ...	12 por minuto.
Latidos del corazón	90 por minuto.
Temperatura del cuerpo ...	36,4° C.
Electrocardiograma	Normal.
Temperatura del aire en la cápsula	37,6° C.
Presión dentro de la cápsula	0,42 Kg/cm²
Temperatura del aire al entrar en el traje	21° C.
Asiento de la cápsula:	
Cabeceo	34° (picando).
Alabeo	0°
Guiñada	0°

Durante el segundo paso de la cápsula los datos recibidos fueron casi idénticos a los anteriores, y durante el tercero quedó fuera del alcance de la estación, y únicamente se pudo enlazar con ella en el canal de HF.

Futuro de la estación.

El futuro de la estación de Maspalomas está estrechamente ligado al futuro de toda la Red Mercury, ya que la estación, por sí



sola, tiene su utilidad muy limitada, y su adaptación para otras misiones es difícil por no estar prevista para ello. Pero a la Red Mercury todavía le quedan muchas misiones que cumplir.

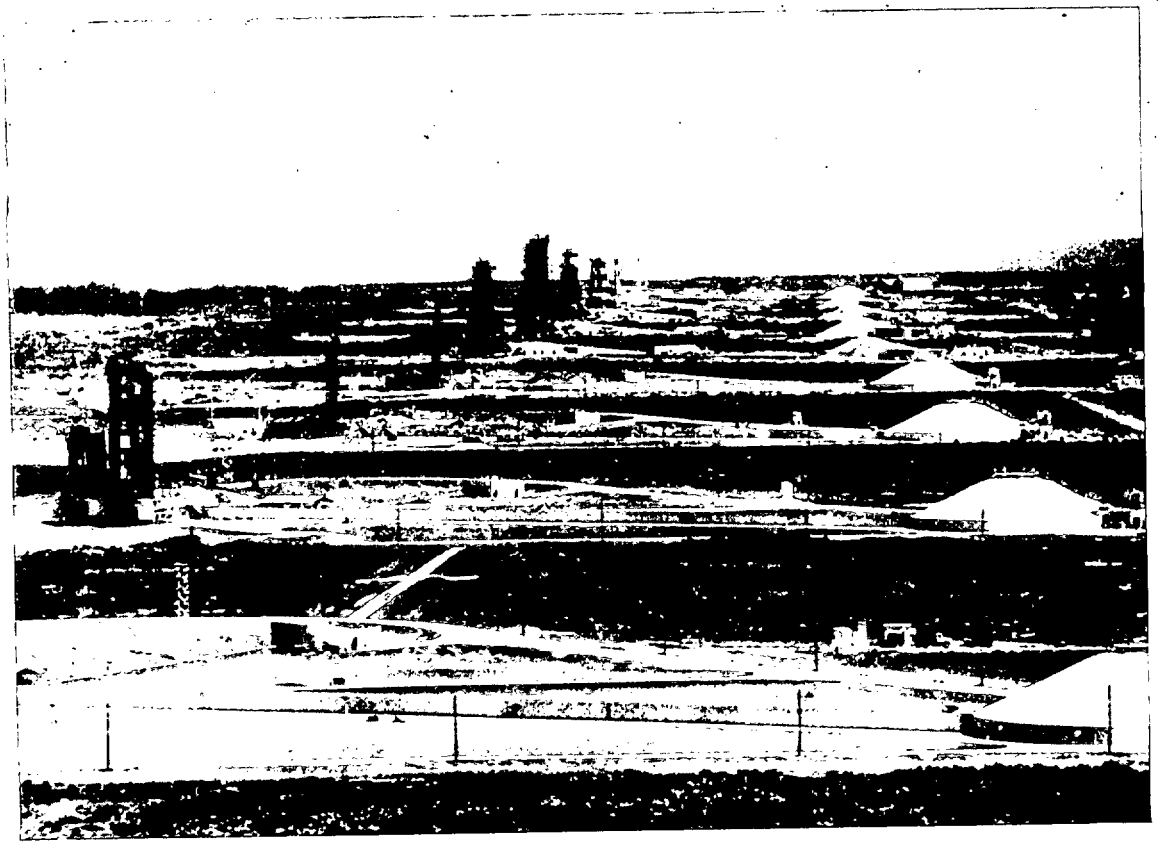
En primer lugar, y después del vuelo de Glenn, hay previstos para fecha próxima otros lanzamientos análogos, también tripulados, y siguiendo la misma órbita. Hacia finales del año se espera poner en órbita una cápsula tripulada que dé 17 vueltas a la Tierra, es decir, que esté en el espacio algo más de un día completo. Todos estos vuelos, en los que seguirá participando Maspalomas, permitirán obtener amplia experiencia sobre los problemas que plantea la vida del hombre en el espacio exterior y su forma de resolverlos.

Como prolongación del Proyecto Mercury se tiene en marcha el Proyecto Geminis. En él se utilizará una cápsula parecida, pero de tamaño algo mayor, para que pueda albergar dos tripulantes. Durante sus vuelos orbitales se ensayará una nueva técnica, que tiene extraordinaria importancia para la realización futura de viajes espaciales de mayor envergadura: la cita en el espacio. Es decir, la posibilidad de encontrarse en el espacio dos vehículos disparados independientemente y tal vez con días de diferencia. Cuando esta técnica esté desarrollada, se podrá pensar en situar en órbita grandes estaciones, que se han llevado allí por partes y se han montado después; se podrá pensar, asimismo, en reabastecerse en vuelo, y en completar grandes cohetes para vuelos al espacio profundo. Por lo que respecta a la Red Mercury, también se tiene prevista su utilización como red de apoyo en tierra a este Proyecto Geminis.

Un paso más y por ese camino llegamos al Proyecto Apolo. En él se espera hacer un viaje circunlunar primero, y con aterrizaje en la Luna después; con una cápsula tripulada por tres astronautas. Pero esta cápsula, antes de iniciar sus vuelos lunares, sufrirá varias pruebas previas, experimentándola como satélite terrestre de baja altura. Y para estos pruebas también se tiene pensado apoyarse en la Red Mercury. Esto se espera suceda hacia el año 1966.

En general, cualquier cápsula espacial futura será puesta primero en órbita alrededor de la Tierra durante un tiempo más o menos largo, para probar sus instalaciones, los sistemas de comunicaciones, la seguridad de funcionamiento, su habitabilidad prolongada, etc., y en esta fase es lógico que se haga uso de una red que, como la Mercury, tan adecuada es para ello, y que tanto ha costado el montarla.

Una posibilidad interesante, desde nuestro punto de vista, es que la intervención española en la estación vaya siendo cada vez mayor, y que, siguiendo el ejemplo de otras estaciones astronáuticas americanas instaladas en Australia, Inglaterra y la Unión Sudafricana, termine siendo nacional todo el personal que manipule y dirija la estación de Maspalomas.



CABO CAÑAVERAL, CAPITAL NORTEAMERICANA DEL ESPACIO

Cabo Cañaveral no fué siempre un sitio de tan pujante actividad como lo es hoy día. En 1512, el español Ponce de León descubría la Florida, y el actual famoso Cabo permaneció deshabitado durante unos tres largos siglos, por ser una región de marismas que alternaban con desérticos chaparrales, y abarcaban en total una extensión de 66 kilómetros cuadrados.

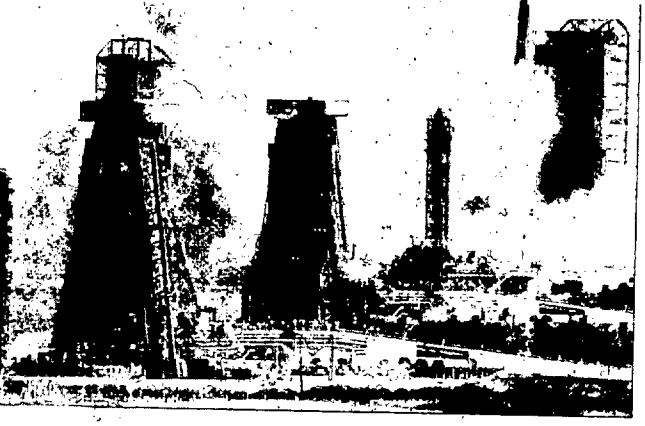
Al terminarse la guerra civil en 1865 se fundó la ciudad de Cocoa, situada a unos 25 kilómetros tierra adentro. Con el tiempo se levantó un faro en el extremo del Cabo.

Durante la segunda gran guerra se construyó allí la Base Aero-Naval de Banana, a unos 29 kilómetros al Sur de Cabo Cañaveral. Posteriormente, las Fuerzas Aéreas se hicieron cargo de aquella Base en 1948 y le pusieron de nombre Base Aérea de Patrick.

Hoy día, la Base Aérea y el Cabo constituyen el Centro de Pruebas de Proyectiles de las Fuerzas Aéreas de los Estados Unidos de Norteamérica. En estos terrenos hay docenas de fortines e instalaciones de mando y regulación, equipo telemétrico y de comunicaciones, edificios de almacenamiento y oficinas administrativas. A partir de tierra se prolonga un campo de tiro de NO. a SE. por el Atlántico, que en el año en curso (1962) se proyecta ampliar su área en unos 300 kilómetros cuadrados.

El General de Brigada Leighton I. Davis, es el Comandante Aéreo del Centro de Pruebas de Proyectiles; un piloto veterano y un artillero de gran experiencia profesional.

El director de las operaciones de la Administración Nacional de Aeronáutica y del Espacio (la NASA = National Aeronautic



and. Spece Administration) es el doctor Kurt H. Debus, que ha tomado parte en más de 600 lanzamientos de proyectiles balísticos. Su segundo es el doctor Hans F. Gruene, y uno de sus colegas es el doctor Werner von Braun, genial científico alemán cuyos proyectiles han sido lanzados desde esta Base.

Cada uno de los tres Ejércitos (Tierra, Mar y Aire) y la NASA, antes mencionada, dirigen varios "complejos" a lo largo de la costa. Casi todos constan de una plataforma de lanzamiento, un blocao blindado protector, una torre de proyectil y el equipo correspondiente de comunicaciones. Por la noche, potentes luces de arco voltaico iluminan la zona con claridad diurna. Cada "complejo" tiene su propio equipo de electricistas, mecánicos y técnicos.

Para el seguimiento de los proyectiles más modernos se construye un Sistema de Medición de Trayectorias de largo alcance, que se espera entrará en servicio a lo largo de este año de 1962, con el cual se podrá señalar con gran precisión el punto de impacto de los ingenios disparados a lo largo de aquel Campo de Tiro del Atlántico. Las cinco estaciones del sistema recibirán simultáneamente señales lanzadas por el propio misil en trayectoria. Su velocidad y características de su trayectoria serán registradas y calculadas con la máxima precisión por unos computadores que señalan en todo momento la posición del misil balístico con relación a cada una de las cinco dichas Estaciones de seguimiento.

Filas y filas de gigantescas torres de lanzamiento ribetean las playas atlánticas de esta península arenosa, que se ha convertido en la *capital estadounidense del espacio.*

En este Centro de Cabo Cañaveral trabajan más de 23.000 personas, incluídos los 1.500 técnicos de las Estaciones de Seguimiento que enmarcan el Polígono de Tiro a lo largo del Atlántico (Atlantic Missile Range).

Las Estaciones de Radio y Radio-Radar rubrican el paisaje de Cabo Cañaveral con la geometría de sus antenas, y en él miles de hombres de ciencia, técnicos e ingenieros trabajan largas jornadas preparando los proyectiles balísticos y los vehículos espaciales sobre sus plataformas de cemento y dentro de los grandes armazones antes de los lanzamientos. Miles de empleados componen el personal civil y militar que mantienen en funcionamiento los barcos, los aviones, los vehículos terrestres motorizados y las estaciones de apoyo durante las veinticuatro horas del día y los trescientos sesenta y cinco días del año, en turnos que se relevan sin cesar.

Las Fuerzas Aéreas y la NASA, en cooperación con las Compañías adjudicatarias, lanzan al espacio de dos a cinco ingenios por semana desde Cabo Cañaveral. Y dentro de fechas próximas serán desde allí lanzadas *cápsulas habitables espaciales* capaces de ser tripuladas por dos astronautas (proyecto Geminis) e incluso hasta por tres, estos últimos a bordo del vehículo espacial designado "Apolo", con el cual se pretende efectuar un viaje circunlunar.

Desde 1950, más de 1.000 proyectiles y otros ingenios han sido lanzados desde esta importantísima base americana, tanto a lo largo del Campo de Tiro del Atlántico, como hacia órbitas circunterrestres, e incluso hacia el espacio exterior; al principio con variable fortuna; cada día con más garantía de pleno éxito. Como dato interesante y de conjunto, podemos decir que el total de los ingenios diversos lanzados por los Soviets es actualmente de unos 15 (de muy variable peso, dimensiones y misiones), de los cuales cuatro eran espaciales (de estos el "Venusik" hacia Venus, y que se perdió, fué disparado desde una órbita preliminar alrededor de la Tierra), y que de todos ellos solamente tres permanecen en órbita, o así se supone; mientras que de parte norteamericana han sido ya lanzados 71 ingenios de tamaños y estructuras diversas, como asimismo de pesos y misiones muy diferentes, de los cuales permanecen aún en órbita alrededor de la Tierra o escapados en intentos lunares a girar como asteroides artificiales alrededor del Sol, un total de 33 ingenios americanos, muchos de los cuales (casi dos tercios) fueron lanzados desde Cabo Cañaveral y los demás desde la otra base de proyectiles americana de la costa del Pacífico; la bautizada para honrar su

memoria, con el nombre de Vandenberg (en California).

Entre los primeros ingenios lanzados desde Cabo Cañaveral podemos citar el WAC Corporal, el Lark, el Matador, el Snark, el Bomarc, el Redston, el Júpiter y el Thor. En 1957, el primer proyectil balístico disparado con éxito fué el Atlas (primero también entre los de su especie intercontinental americano); luego lo fué el Polaris (primero americano de combustible sólido con alcance medio), perteneciente a la Marina, y especial para su lanzamiento desde submarinos atómicos en inmersión; luego se lanzó el primer Explorer (primer satélite artificial colocado con éxito en órbita alrededor de la Tierra); tanto el Polaris como el Explorer fueron éxitos de 1958, como también el primer Vanguard y el primero de los Pioneros.

Los lanzados en 1959 desde Cabo Cañaveral fueron el Titán, el Juno (perfeccionamiento del Júpiter del Ejército) y el Mace. Luego, en 1960, se colocaron en órbita desde allí los satélites Tiros, Transit, Midas, Eco y el Courier, y se experimentaron los misiles Pershing y Minuteman (este último es de la generación nueva, o de combustible sólido y buen alcance, y está siendo el elemento básico para resolver el gran problema de la defensa anti-misil, por hallarse siempre dispuesto al disparo instantáneo).

Fué en el año 1953 cuando se instalaron los primeros grandes computadores en Cabo Cañaveral, que realizaban 800 operaciones por segundo, pero que tardaban un mes en recopilar un informe completo sobre cada vuelo de pruebas de un proyectil. En la actualidad, y con proyectiles muchos más veloces y de mucho mayor alcance, los nuevos computadores ya instalados pueden recopilar un informe análogo en solamente cinco días. En caso de suma urgencia, y a su máxima velocidad (a razón de 180.000 operaciones por segundo), pueden completar uno de estos informes en tres días.

Estas maravillas electrónicas utilizan en sus cálculos los datos suministrados por las Estaciones de Seguimiento a que antes nos hemos referido, que se hallan situadas fuera del Polígono de Tiro Atlántico, pero lateralmente a lo largo de él. Hay en aquel espacio, además, un barco de altura que se halla equipado con un radar gigantesco, el cual se utiliza primordialmente muy cerca de la zona que hace de blanco-objetivo, precisamente para el seguimiento de los proyectiles balísticos al final de sus vuelos e impactos.

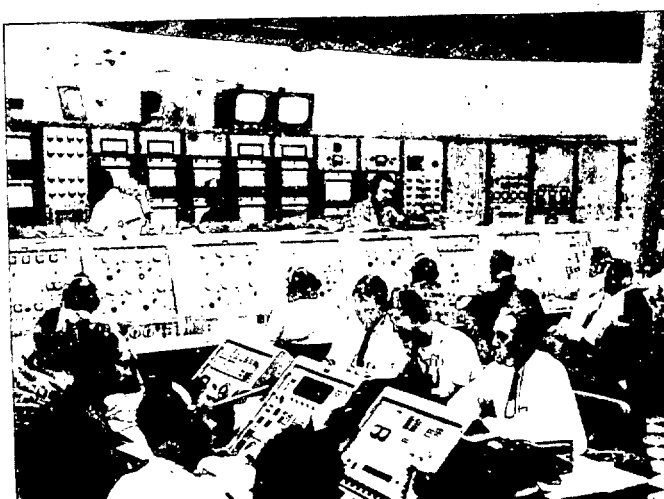
Buques y aviones de salvamento y de recuperación de cápsulas de vehículos espaciales en prueba, o de cabezas de guerra de proyectiles, patrullan durante las pruebas a lo largo de todo el Polígono de Tiro, por si existen fallos en dirección o distancia.

Actualmente la estructura dominante sobre todas las demás es una torre de pórtico que llega hasta 95 metros de altura; pero dentro de muy pocos años resultará enana en comparación con las que habrá que construir para armar y cargar los ingenios portadores de los *vehículos espaciales* que llevarán a los astronautas americanos a la Luna.

Los vuelos más sobresalientes realizados en 1961 fueron ensayos parciales del Titán y del Saturno (este último destinado a intentos lunares con la cápsula Mercury del proyecto "Un hombre en el espacio"), cerrándose el año con los vuelos balísticos en la cápsula habitable Mercury, de los astronautas Alan Shephard y Virgen Grissom, pioneros del espacio.

Cerraremos estas referencias a la Base de Proyectiles e Ingenios Espaciales de Cabo Cañaveral con el *broche de oro* de la hazaña de eco mundial del Teniente Coronel americano John H. Glenn (Jr.), también lanzado con el mayor de los éxitos, para dar tres vueltas en órbita satelitaria terrestre en la cápsula núm. 7 del proyecto Mercury, bautizada con el nombre de "Amistad"; la cápsula de Alan Shefard se llamaba "Libertad", y la de Virgil Grisson "Campana de la Libertad".

Las distancias entre americanos y rusos se van cerrando a pasos agigantados; parece que, por fin, los norteamericanos se han puesto "las botas de cien leguas", a juzgar por sus últimos pasos, que son como *saltos en la Luna*...



BREVE RESEÑA DEL PROYECTO "MERCURY" Y ENUMERACION DE LOS PRINCIPALES MISILES

(Por la recopilación: A. R. U.)

¿Cuál será el límite, el tope o meta, en que las posibilidades actuales de la Ciencia y la Industria modernas, harán que los vertiginosos avances que se vienen atropellando en conquistas satelitarias y más aún en aspiraciones espaciales, se vean circunstancialmente detenidos?

No es posible, por el momento, fijar el alcance de esas posibilidades ni el límite de esa meta. Lo único que se puede fijar es que, en ella, se acabará esta carrera de competencias entre rusos y americanos y que allí se borrarán todos los anteriores "handicamps", por algún tiempo.

Nada en la vida se suele verificar por lentos avances continuos; sino que parece que se complace todo en imitar a la Naturaleza; que en la Historia de la existencia del mundo y en la Creación, ha ido avanzando por momentos de explosiones creadores de nuevos seres, seguidas de largos períodos de repetición de las mismas especies y tipos, hasta que de nuevo otro salto (o como científicamente se le llama, otra "mutación") repentiza apariciones antes inexistentes...

El salto que actualmente continúa y que no sabemos hasta dónde llegará, nos parece verlo iniciarse no en el principio y aparición de la aviación, como algunos opinan y que a nosotros nos parece solamente su prolegómeno, sino en la aparición del "motor-cohete" y en un refuerzo de posibilidades debidas a la "desintegración del átomo" y a la consecución de la "energía atómico-termonuclear".

El "motor-cohete" que, por comportar en sus depósitos (además del combustible, el oxígeno u oxidente indispensable como comburente para permitir una combustión fuera del aire atmosférico), fué quien realmente le abrió a la fantasía y a las ancestrales ambiciones del hombre las puertas del espacio exterior. Antes de la aparición del "motor-cohete", todos los sistemas mecánicos de impulsión de los ingenios volantes, tenían que verse constreñidos a contentarse con volar cada vez más altos, pero siempre dentro de capas atmosféricas; pues que del aire tomaban el oxígeno y fuera del aire se apagaban o ahogaban por falta de aquél, sin el cual nada se oxida ni arde.

El afán de volar cada vez más alto, hizo que el motor convencional o de pistón y explosión, se cambiase en "motor de reacción" (turbo-hélice y turbo-impulsor, entre los que llevaban una turbina encargada de recargar un compresor de aire para la combustión; pulso-reactor y estato-reactor, para los más simplificados que no llevaban ya tal turbina, y que aprovechaban la auto-compresión proporcionada por el propio viento veloz de la marcha en vuelo rápido o efecto "*ram*", que así se le llama). Pero lo que realmente se trataba de lograr con esos avances, en cuanto al sistema de impulsión, que ardían en cada tipo hasta alturas cada vez mayores sin apagarse, era en fin de cuentas moverse en capas atmosféricas cada vez más elevadas; puesto que al mismo tiempo eran esas capas cada vez más flúidas, presentaban al avance veloz cada vez menos resistencia a dejarse perforar, y así se lograron las velocidades llamadas transónicas y supersónicas (atravesar la "barrera del sonido"). Pero, por ninguna mente, por ilusa que fuese, pudo pasarse la idea de salirse fuera del oxígeno de la atmósfera con motores que necesitaban respirarlo; para que no se les ahogase y apagase la combustión de su funcionamiento, a base de carburación compuesta de un carburante y un comburente (oxígeno).

Fué, pues, el "motor-cohete", que como hemos dicho, comporta en sus depósitos el combustible y ese comburente (oxígeno líquido u otro oxigenado), el primer sistema de impulsión que rompió las cadenas que esclavizaban al hombre a volar sin salirse de

las capas altas de la atmósfera terrestre, y le permitió pensar en lanzarse a cruzar los espacios interplanetarios empujado por "ese motor-cohete", verdadero "*buzo del vacío exterior*".

La enorme potencia almacenada en el átomo y su posible liberación (rotura del átomo e incluso de su núcleo, "energía atómica" y "energía nuclear") y su aprovechamiento para convertirla en "motores-atómicos" y en "motores-termo-nucleares", nuevo y poderoso sistema de impulsión que lleve las altísimas velocidades hipersónicas (ya actuales) a super-hipersónicas, con lo que aquellos larguísimos tiempos que hoy implicaría un intento hacia Marte o hacia Venus, se conviertan en aceptables para el intento de los viajes tripulados, ha sido, a su vez, otra conquista que, por su parte, coopera notablemente a estas ilusiones humanas actuales.

Si cada una de ellas por sí sola, bastaría para emborrachar la mente humana de ilusiones y ambiciones, al juntarse, no puede extrañarnos que hayan dado en muy poco tiempo los resultados revolucionarios que estamos presenciando y los intentos que aún quedan por forzar, al convertir los sueños ancestrales en conquistas que parecen poderse tocar con las manos sólo con un empujoncito más ...

Por si era poco lo logrado o a punto de conseguirse, ahí están (como propina) los experimentos que se llevan adelante en laboratorio, para ver de conquistar en esa nueva *cuarta forma* de los cuerpos físicos de la naturaleza (el estado de *plasma;* además del sólido, líquido y gaseoso hasta ahora considerados), la impulsión por "iones y fotones libres" (que cuando un flúido se "ioniza", es decir, se equilibra neutramente en su estado eléctrico por absorción o expulsión de "iones" o "fotones"), salen éstos expulsados sin masa ponderable (ni peso) pero a velocidades que tienen aspiraciones de lumínicas. En los ensayos de laboratorio a que nos referimos y en pesadísimos mecanismos, se han llegado a conseguir *chorros iónicos* que salen expulsados a unos 200.000 k/h. de velocidad; y se considera que en las trayectorias interplanetarias, cuando ya un vehículo espacial se mueve veloz en pleno espacio cósmico, casi indiferente a muy lejanas y débiles atracciones gravitatorias de los diferentes Cuerpos Celestes de nuestro Sistema Solar, sería la *impulsión-iónica* el medio ideal para que el vehículo acelerase su velocidad hasta grados iguales o mayores que esos 200.000 k/h. a que en laboratorio se ha llegado; pues viajes interplanetarios, que por su enorme duración, se encuentran aún dentro de aquel mundo mental ilusorio en que antes se hallaba la Astronáutica toda, se harían tan posibles y normales como ya hoy lo es el poner un satélite tripulado en órbita alrededor de la Tierra, o mandar Ingenios de Exploración con instalaciones científicas e incluso animales, a girar alrededor de la Luna, o a fotografiar su cara, hasta ahora desconocida, o a convertirse en Asteroide Artificial alrededor del Sol. Los intentos de vehículos de exploración científica (laboratorios volantes) hacia Venus, ya han sido iniciados aunque el móvil lanzado por los rusos escapó a su conducción y se perdió en el espacio. Los intentos lunares tripulados, están (como quien dice) a la vuelta de la esquina; dada la relativa proximidad de nuestro Satélite natural la Luna, en relación a las máximas velocidades hipersónicas que ya hoy se pueden conseguir; las cuales, hemos visto repetidamente, que pueden vencer esa distancia Tierra-Luna en poco más de dos días.

Por cuanto queda dicho, nos parece oportuno presentar a nuestros lectores una simplificada historia del Proyecto "Mercury" (la Cápsula Habitáculo) que le ha permitido al cosmonauta (más adelante diremos astronauta, cuando vayan a algún astro), el Teniente Coronel de la Aviación de los Marines norteamericanos, dar en pocas horas tres vueltas alrededor de la Tierra, en cuyo breve espacio ha visto anochecer y amanecer por tres veces (tres días en unas cuatro horas)... Asimismo nos parece que puede ser interesante para el lector aficionado a estas cuestiones, encontrarse aquí servida una relación de nombres, datos y dibujos a la mismo escala, de los principales ingenios y misiles (de paz y de guerra) que han sido utilizados y otros que se están intentando para un futuro no lejano; los cuales sirvieron para la elevación de satélites artificiales y su puesta en órbitas muy diferentes alrededor de la Tierra, y para enviar Ingenios Espaciales hacia la Luna y el Sol. Sentimos no poder incluir los tipos rusos, pero la reserva de los Soviets impide tener toda la información que sería interesante conocer para poder aquí presentarla al lector, como lo podemos hacer con lo americano, dada su

preferencia (que aún no sabemos si es mejor o peor), de mantener secretos solamente muy limitadas cosas, declaradas "secreto de estado" por un interés de primerísimo orden para caso de guerra, pero no ocultan lo que se refiera a la Ciencia Universal, al servicio de todos los hombres y países.

Presentaremos, pues, al lector curioso, primero lo que podemos compendiar de un vehículo prototipo espacial tripulable (el Mercury); y luego la serie de los sucesivos impulsores o elevadores, e incluso los misiles de guerra (de alcance medio y de alcances intercontinentales), que han venido siendo empleados para exploraciones espaciales y para otros logros científicos. Por ejemplo, los lanzamientos de los dos primeros tripulantes de la cápsula Mercury, en su subida hacia una simple órbita balística de rápido descenso (para probar el regreso a Tierra a través de la "barrera del calor", y el sistema de llegada a la superficie de nuestro planeta), se hicieron con el misil Redston, que es un ingenio de guerra del Ejército americano de Tierra, que por hallarse muy experimentado ofrecía gran seguridad y garantía de éxito en aquellas primeras pruebas de sólo subida hasta 160 kilómetros, poco más o menos; pero el cual no hubiera sido capaz de meter la tonelada y media de peso de la cápsula Mercury y su piloto, en órbita a unos 200 kilómetros de distancia a la Tierra; como es necesario para hallarse ya prácticamente en el espacio exterior. Y en cuanto al lanzamiento de John H. Glenn, para entrar en órbita alta y dar en ella tres vueltas antes de regresar a posarse en la superficie del Atlántico, fué logrado mediante el empleo, como impulsor, del misil de alcance intercontinental Atlas, bastante veleidoso por cierto, lo cual implica un mérito más por parte de Glenn al abandonarse a tan caprichoso ingenio, aunque antes le hubiese precedido el chimpancé "Enos".

Pasemos, pues, a lo prometido:

El Proyecto "Mercury".—(Con datos tomados de un trabajo de Jacques Tiziou, publicado en "Airevue").

Octubre de 1958.—La NASA (National Aeronautic and Space Administration), anuncia abierto un concurso entre las casas constructoras, para lograr una cápsula espacial habitable por un tripulante, debiendo poder ser impulsada en una órbita satelitaria alrededor de la Tierra a unos 160 kilómetros de altura por lo menos, sin pasar de 200, y que pueda desprenderse de ella para regresar a Tierra pendiente de paracaídas; después de haber efectuado tres vueltas en aquella órbita.

Enero 1959.—Doce Casas compitieron en el concurso, y fué aceptado el anteproyecto presentado por la MacDonnell, según decisión de la NASA (1).

Febrero de 1959.—La NASA firmó con aquel constructor de Missouri un primer pedido de 12 cápsulas Mercury; cuyo estudio y anteproyecto definitivo debía serle presentado con urgencia a fin de que las primeras empezasen a ser entregadas a partir de principio de 1960. Luego este pedido se aumentó y el contrato se renovó hasta 20 cápsulas habitáculo.

Abril 1959.—Se eligieron siete pilotos con más de dos mil horas de vuelo y bien experimentados, para emprender una perfecta instrucción y un durísimo entrenamiento como astronautas, futuros pilotos de la cápsula Mercury, cuya fabricación y experimentación siguieron ellos día a día. Los nombres de estos excepcionales pilotos fueron los siguientes: Malcolm Scott Carpenter (U. S. Navy); Leroy Gordon Cooper (U. S. Air Forces); John Herschel Glenn (U. S. Marine Corp); Virgil Ivan Grissom (U. S. Air Forces); Walter Marty Schirr (U. S. Navy); Alan Barlett Shepard (U. S. Navy); Donald Kent Slayton (U. S. Air Forces).

Julio de 1959.—Para la realización del rosario de Estaciones de Detección y Apoyo desde Tierra, alrededor del mundo (una de ellas en Canarias), fué elegida como Contratista principal la Casa Defense Projets Division de la Western Electric Company, así como también para cuantos equipos terrestres que resultasen necesarios para los futuros vuelos orbitales. Entre las numerosas Casas Subcontratistas, se hallaron los Laboratorios de la Bell Telephone y la Bendix Corporation.

Septiembre de 1959.—Se llevaban adelante muchísimos ensayos de maquetas a tamaño natural en diversos túneles aerodinámicos; empezaron los primeros ensayos de cápsulas en caída libre desde avión volando en su te-

(1) NOTA DE R. DE A. Y A.—National Aeronautic and Space Administration.

cho máximo, para ver cómo se comportaban esos habitáculos cada vez lastrados con más peso. Se construyó para eso una de estas cápsulas, la cual se bautizó con el nombre de "Big Joe" (Pepe el Gordo), que convenientemente lastrada y en la cúspide de un Atlas (Misil Intercontinental), fué repetidamente lanzada para entrar en órbita y regresar a Tierra, como luego se haría con astronauta humano dentro. En aquellos modelos que no llevaban sistema de "retrocohetes de frenado", se preferían algo más bajas de 200 kilómetros; para que moviéndose en órbitas con residuos de atmósfera, encontrasen algo de resistencia al avance, y al perder velocidad se desprendiesen por su propio peso e iniciasen su caída en determinado momento; otros ensayos, fueron de subida y regreso sin permanecer en órbita. Como no llevaban "retro-cohetes", caían con mucha más velocidad (que las luego tripuladas y frenadas por reacción), antes de llegar a las capas bajas y densas, donde sufrían enormes frenazos y enorme calor por rozamiento. Los lanzamientos desde Cabo Cañaveral, caían a 2.100 kilómetros de distancia, después de subir y bajar.

Debido al hecho de no llevar el dicho sistema de frenado por retro-reacción, la temperatura que sufrieron mientras pasaban la "barrera del calor" y resultaban suficientemente frenadas por el rozamiento contra el aire denso, fué de un 50 por 100 mayor de lo que luego sufrirían las cápsulas pilotadas y provistas con el sistema de frenado "por medio de motorcillos retro-reactores" que llevaron Sephar, Grissom y Glenn. No obstante, aquellas cápsulas de prueba lo resistieron bien, y fué una garantía para los lanzamientos tripulados; asimismo resistieron mucho mayores presiones.

Octubre de 1959.—Hay en la Isla de Wallops (frente a las costas de Virginia), una instalación especializada en hacer experiencias con modelos a escala, que ha dado magníficos resultados económicos. Allí se efectuó un ensayo con un ingenio especialmente concebido para pruebas en vuelo con la cápsula Mercury. Lo que principalmente se trataba de experimentar, era un *sistema de salvamento* de la cápsula y su tripulante, si se sufrían "abortos" por defectos de la iniciación del encendido del ingenio lanzador-elevador (peligro de explosión o en la subida inicial del despegue). Se trataba de un sistema de "salvamento inicial" mediante una "torre" que tenía en su parte superior un sistema de tres cohetes tractores, encargados de dar un tirón que se llevase la cápsula y su habitante y la separase unos 600 a 800 metros del resto del ingenio elevador que hubiese fallado o se hubiese desbocado; cayendo a continuación la cápsula pendiente de un paracaídas, que la "torre" extraía al marcharse ella también cuando se le terminaba el combustible a sus cohetes.

Para estos ensayos de salvamento, se estudió allí, en Wallops Island (Virginia), un misil especialmente concebido llamado "Little Joe" (Pepito), para la cápsula "Big Joe" (Pepito, para Pepe el Gordo). Con el Little Joe, se comprobó repetidamente el buen funcionamiento del sistema de salvamento inicial por medio de la "torre".

Noviembre de 1959.—El día 4 falló un ensayo de ver si se separaban la cápsula y el Little Joe (mediante la "torre de salvamento inicial"), con el número de Mach y altura correspondiente a la presión dinámica máxima. El cohete triple de la "torre de salvamento" se retrasó en su encendido. La experiencia se había efectuado con el "Little Joe núm. 2".

Diciembre de 1959.—Se repite la experiencia con el "Little Joe núm. 3"; esta vez llevando un pequeño pasajero a bordo; un monito que se recuperó vivo después de un vuelo de 85 kilómetros de altura con Mach número 6, a 320 kilómetros de distancia de Wallops Island. El sistema de separación mediante "torre de salvamento" funcionó bien a unos 29.000 metros de altura, separando la cápsula Mercury del elevador "Little Joe" (hasta unos 800 metros de separación entre ambos) y los movimientos y balanceos de la cápsula en su caída libre fueron estudiados perfectamente.

Enero de 1960.—Se ensayó en vuelo la cápsula con el "Little Joe núm. 4", experiencia que sirvió de complemento a lo conseguido con los números 1 y 3. La maniobra de separación mediante "torre de salvamento" se efectuó maravillosamente a unos 11 kilómetros de altura, que correspondían a la presión dinámica local máxima para el número de Mach prefijado. A pesar de las condiciones y exigencias exageradísimas, todo resultó a plena satisfacción. También esta vez fué a bordo un pequeño pasajero vivo (la pequeña monita "Mis Sam").

Mayo de 1960.—Por primera vez se hace un ensayo con una cápsula Mercury, que por ir provista de todo su equipo de salvamento y frenado por reacción (para suavizar el paso de la "barrera del calor"), recibió la matrícula de serie núm. 1. En realidad no llegó a despegar un Redston, sobre cuya cúspide se había montado esa cápsula Mercury, sino que se probó otra vez la "torre de salvamento", para saber si funcionaba desde el Redstone como desde el "Little Joe". Todo resultó perfecto.

Julio de 1960.—Se lanzó con el Atlas la cuarta cápsula de serie del Mercury, que quedó matriculada con las siglas "M. A.-1" (Mercury-Atlas-1). Se pretendía saber las temperaturas máximas que sufría la estructura y el revestimiento de protección contra el calor y las presiones; pero como el ingenio se despistó a los sesenta segundos de haber sido disparado, no se consiguió nada, porque hubo que ordenar su destrucción en pleno vuelo.

Noviembre de 1960.—Se vuelve a ensayar otra vez con el "Little Joe núm. 5", en vista del fracaso anterior con el versátil Atlas, otra cápsula de serie. Se trataba de una cápsula que había sufrido ya muchas experiencias. No debía hallarse en buenas condiciones. Fracasó este ensayo porque la cápsula no se separó del "Little Joe núm. 5".

21 de noviembre de 1960.—Se ensaya por primera vez un misil Redstone en vuelo como lanzador de la cápsula Mercury (en mayo sólo se probó la Torre de salvamento sobre el Redstone, pero ésta no llegó a despegar de su plataforma; ahora el Redstone sí despega). Se trataba de hacer ensayos balísticos sobre distancias cortas, pues el Redstone es solamente un misil táctico del Ejército de poco alcance. El motor de Redstone se paró poco después del despegue, y el sistema de salvamento (por medio de la torre) separó hacia arriba a la cápsula Mercury los 800 metros que debe hacerlo y sacó el paracaídas al desprenderse, cuando se le terminó el combustible de sus tres pequeños cohetes, a algo más de 1.000 metros, recuperándose la cápsula habitáculo en perfectas condiciones. Se trataba de la cápsula de serie núm. 2, y la combinación era M. R. núm. 1 (Mercury-Redstone-núm. 1).

Diciembre de 1960.—Vuelve a repetirse la prueba anterior con el Redstone y la misma cápsula de serie núm. 2; ahora es M. R.-1-A, repetición de la M. R.-núm. 1, en que falló el Redstone. Esta vez resultó un éxito 100 por 100. La cápsula Mercury se recuperó a unos 360 kilómetros de distancia, después de haber alcanzado una altura de 216 kilómetros. Subió y bajó en cinco minutos y medio, habiendo, pues, estado breves segundos en estado de ingravidez en la cima de la trayectoria.

Enero de 1961.—A finales de este mes se hace el ensayo (M. R.-núm. 2) con otro Redstone, yendo esta vez en la cápsula Mercury el chimpancé "Ham", de unos 17 kilos de peso. El Redstone se portó muy bien, incluso con exceso de aceleración respecto a la prevista, y sin embargo, el animal lo toleró, habiéndosele recuperado vivo y sano a unos 180 kilómetros del punto de lanzamiento.

Febrero de 1961.—Se repite la prueba de julio de 1960 con el misil Atlas (M. A.-número 2) y a los mismos fines que aquélla (M. A.-núm. 1). Resultó un éxito completo y se pudo comprobar que las temperaturas de atravesar la *barrera del calor,* cayendo desde tan alto y con tal velocidad (tanto de las paredes exteriores de la cápsula Mercury como en su interior) quedaron por debajo de las máximas tolerables.

Marzo de 1961.—Se había fabricado un nuevo tipo de "Little Joe" (tipo 5-A), al objeto de ver si las cápsulas de serie del Mercury resistían bien las presiones dinámicas máximas a que por alguna emergencia se pudieran ver expuestas. Hubo una serie de contingencias que provocaron el que la experiencia se hiciese en las peores condiciones que pudieran presentarse, y por eso mismo se vió que aguantaba choques y presiones muy superiores a todo lo que se hubiera podido prever.

25 de abril de 1961.—Esta prueba, hecha con Atlas-Mercury (la M. A.-3), llevó un tripulante extraño (un robot de plexiglás de condiciones parecidas a las del cuerpo humano). No hubo suerte. El Atlas, caprichoso y veleidoso como suele ser, intentó escapar a sus conductores terrestres y hubo que darle la orden de explotar en vuelo a los cuarenta segundo del despegue. Por lo que la prueba quedó reducida a una experiencia más de salvamento inicial, mediante la ya tantas veces mencionada torre que va en la parte superior del Mercury, y la cápsula nú-

mero 8 se recuperó con su astronauta de plexiglás.

28 de abril de 1961.—Se utilizó un "Little Joe núm. 5-B", llevando la cápsula Mercury lastrada, y aunque la separación entre el ingenio elevador y el habitáculo se efectuó bastante más alto de lo previsto, la cápsula pudo ser recuperada en buen estado para poderla volver a emplear. Esta experiencia fué la última que se hizo antes de que un ser humano ocupase el asiento de pilotaje.

5 de mayo de 1961.—Alan Shepard fué lanzado por medio de un Redstone a una trayectoria de subida y bajada, para una prueba pilotada de reentrada a través de la "barrera térmica", y de arribada a la superficie del mar. Fué el ensayo (M. R. núm. 3) con un Redstone, y la cápsula Mercury fué bautizada con el nombre de "Freedom" (Libertad). Habitáculo y habitante fueron felizmente recuperados por un helicóptero, que los trasladó a bordo de un navío.

21 de julio de 1961.—Se lleva a cabo la experiencia núm. 4, con elevador Redstone (M. R. núm. 4), en la cual se repite una subida y regreso igual a la anterior, ocupando esta vez el puesto de pilotaje el astronauta Virgil Grissom. La cápsula Mercury fué bautizada con el nombre de "Liberty Bell" (Campaña de la Libertad). Todo fué bien hasta la feliz llegada a la superficie del Atlántico; luego, por un error u otra causa que no se ha sabido bien, el astronauta abrió la escotilla lateral y la cápsula se hundió, perdiéndose, y Grisson se salvó gracias a la proximidad del helicóptero de recuperación.

Septiembre de 1961.—Se prosiguieron ensayos de lanzamientos de cápsulas tipo Serie-7, empleándose al Atlas intercontinental como ingenio elevador, para tratar de corregir sus típicas veleidades, y así se efectuó la experiencia M. A. núm. 4, repetición esta vez con pleno éxito de aquella que fracasó el 25 de abril. También viajó esta vez a bordo el socorrido astronauta de plexiglás, que junto con la cápsula Mercury fué recuperado a su feliz regreso, después de haber dado una vuelta completa en órbita alrededor de la Tierra.

21 de noviembre de 1961.—Se repite la prueba Mercury-Atlas una vez más, llevando a bordo al pobre chimpancé "Enos", que por avería mecánica o por temor de que no resistiese el regreso en buen estado de salud, es lo cierto que desde Tierra se dió la orden de regresar cuando aún sólo había dado dos vueltas en su órbita satelitaria. Cápsula y chimpancé fueron recuperados.

Y se pensó que no había ya por qué esperar más pruebas para enviar un ser humano a girar tres vueltas en órbita. Asimismo se pensó la conveniencia de que sólo fuesen tres vueltas y que la órbita fuese algo baja, a fin de contar con un tipo de "frenado" natural (la resistencia que opone un resto de atmósfera por debajo de los 200 kilómetros de altura) para que, si fallase el sistema mecánico de "frenado por reacción" para salirse de la órbita e iniciar el regreso a Tierra, no fuera a quedarse allí girando por mucho tiempo un ser humano en la órbita, más de lo que resistiese su vida.

27 de enero de 1962.—Después de permanecer encerrado en la cápsula Mercury-7 durante cinco largas horas, con la natural tensión nerviosa de tal espera, el astronauta John H. Glenn sufrió la decepción de que se suspendiese el lanzamiento, y salió de la cápsula algo extenuado por encierro expectativo.

21 de febrero de 1962.—Por fin, este día memorable en la historia de la Aeronáutica y Astronáutica, como lo fué el primer vuelo de los hermanos Whrig, o el vuelo transatlántico de Lindbergh, el primer verdadero pionero norteamericano John H. Glenn, Teniente Coronel de la Aviación de los Marines, fué felizmente lanzado y metido en órbita satelitaria alrededor de la Tierra, dió en ella tres vueltas conduciendo personalmente la cápsula (por avería del mecanismo automático de altura, según se informó), y después de iniciar la salida de órbita y reentrada efectuó una arribada perfecta a la superficie terrestre en aguas del Atlántico y en la inmediación del punto previamente prefijado. Esta vez la cápsula Mercury había sido bautizada con el nombre de "Frienship" (Amistad). Glenn recibió el homenaje nacional y mundial que tal proeza se mereció y su nombre figurará por siempre entre los más luminosos de la Historia de la Humanidad y sus conquistas.

Aquí quedó plasmada la historia del proyecto Mercury y de su programa, desarrollo y logro. Nuestros lectores habrán podido comprobar todo lo progresivo y prudente de las pruebas y ensayos, lo cual significa la flema de los que intervenían en

ese deseo nacional tan vehemente y tan neurósicamente sufrido por todo el pueblo americano, frente a la guerra fría psicológica que continuamente significaban los triunfos ruso-soviéticos en ese terreno de las conquistas astronáuticas, y ante el descrédito que en el terreno y prestigio de la política internacional podía significar un fracaso ruidoso y la muerte o sacrificio de una vida humana. Así, pues, se ve en los datos tomados en parte del trabajo aparecido en "Airevue", firmado por Jacques Tiziou, y en parte de otras informaciones americanas que hemos dejado expuestos a nuestros lectores, el gran respeto que les han merecido esas vidas humanas, que sólo se han decidido a exponerlas con plena, libre y admirable voluntad personal de los astronautas elegidos, cuando se han tenido las máximas garantías de perfeccionamiento y seguridad.

No estaría completo este trabajo de recopilación si no echásemos también una ojeada retrospectiva, presente y algo futurista, a la familia de los ingenios de impulsión cohete (misiles de guerra e ingenios de paz puramente científicos que vinieron sirviendo a la misión de despegue e introducción en órbitas, como para lanzamientos espaciales hacia la Luna o el Sol. Nuestros lectores podrán ver en la escala de siluetas que acompañamos y en los datos que presentamos, esa otra parte o rama de los logros astronáuticos. Dibujo y datos son, en cierta parte, tomados de otro trabajo no menos interesante aparecido en la mencionada Revista francesa y firmado por Roland de Narbonne. Queda, pues, bien franca y modestamente declarado que nuestro escaso trabajo y ningún mérito es el de presentarlo todo recopilado, ordenado y compendiado para comodidad del lector aficionado a estas cuestiones que no cuente con variadas fuentes de información internacional.

Los impulsadores espaciales y ciertos misiles empleados para ello.

(Con ciertos datos y dibujos tomados de un trabajo de Roland de Narbonne, publicado en «Airevue» del mes de marzo de 1962.)

Recomendamos esta Revista belga a nuestros lectores por la amenidad de los trabajos que incluye y la forma de su exposición, al alcance de todos, sin por ello perder mérito y contenido técnico y científico. El autor de aquel trabajo dice, que para que no se hallase totalmente ausente su querida Patria y nación francesa en este panorama actual astronáutico mundial, ha querido modestamente presentar al ingenio "Verónica" francés, de ciertamente pequeñas dimensiones (siete metros de longitud y 1.400 kilogramos de peso), pero que ha jugado papel de cierta importancia en las exploraciones del espacio y estudios hechos en Europa. Alcanza alturas de unos 200 kilómetros y le ha dejado abierto el camino al super "Verónica", que aquel autor del trabajo siente mucho no poder hacer figurar en la escala de dibujos que aquí podrá ver el lector.

Asimismo nos dice que, "constituyendo el todo por el todo del arsenal espacial inglés (en espera del "Blue Streak", todavía en punto muerto), el meritorio "Blanck Knight", que no ha fallado ni un solo disparo, debido a la absoluta garantía de su motor Bristol-Siddeley "Stentor", de cuatro cámaras, de explosión o combustión", lo hace figurar junto a los norteamericanos. Este ingenio inglés ha sido objeto de más de diez disparos, y se emplea para estudios referentes a la reentrada de los cuerpos pesados a la atmósfera terrestre a velocidades hipersónicas.

Hace una referencia especial al ingenio americano "Scout", construído por la casa Chace-Vought. Se trata de un ingenio con el cual los americanos pretendían poseer un impulsador económico y de gran seguridad de funcionamiento; también habían pensado en él con vistas a una posible exportación a los países amigos deseosos y dispuestos a poner satélites artificiales en órbitas, y que no poseyesen los medios nacionales para poderlo hacer por lo menos en fecha inmediata, por no permitirselo aún su propia industria.

El "Scout" mide 22 metros de largo y pesa 16.000 kilogramos, cargado a tope para el despegue. Tras ciertas dificultades y complicaciones, hoy parece ya logrado. Las medidas y pesos dichos se refieren a la versión "standard", ya que existen varios tipos de él.

Y aquí empieza la ligera revisión que únicamente nos proponemos pasarles a los ingenios americanos, por tamaños, según los dibujos, y por orden de fechas de aparición sucesiva.

El "Júpiter" original y primitivo (misil

de guerra de alcance medio), se mejoró en cuanto a tamaño y capacidad de combustibles, a fin de emplearlo en combinación con unos simplistas cuerpos superiores construídos a base de haces de los pequeños misiles-cohete "Serjeant", agrupados en cada piso sucesivo en menor número. Estos pisos superiores, pertenecían a un proyecto anterior del que era autor el científico alemán Vön Braun, que iba siendo llevado adelante por el Ejército y la Marina conjuntamente; y que ésta se lo dejó por cuenta al Ejército, cuando a ella le asignaron el llamado "Vanguard" (ingenio puramente científico para el Congreso Internacional Geofísico, durante el cual se produjo la sorpresa de los satélites artificiales "Sputniks" soviéticos). Todos recordarán las terribles veleidades de dicho "Vanguard", que tan malos ratos y tantos retrasos le ocasionó a los Estados Unidos, con las prisas e improvisaciones (para cerrar la delantera rusa). Fué precisamente el "Júpiter-Orbiter" (que así se llamaba el proyecto que llevaban juntos la Marina y el Ejército), quien logró por primera vez colocar en órbita satélites americanos de la serie "Explorer". Modificado y mejorado en fuerza y alcance, se llamó ese misil con el nombre de "Juno" (esposa de Júpiter). Hoy día, el tal "Juno", está suprimido de las listas americanas por decisión de la NASA (National Aeronautical and Space Administration).

El primer misil balístico de guerra, de alcance táctico, puesto en servicio por los americanos, fué el "Redstone", ingenio bastante logrado y seguro, por lo cual hemos visto utilizarlo para las trayectorias no satelitarias a las que se enviaron a los dos primeros cosmonautas americanos. En los dibujos se le puede ver con la cápsula Mercury en su cúspide.

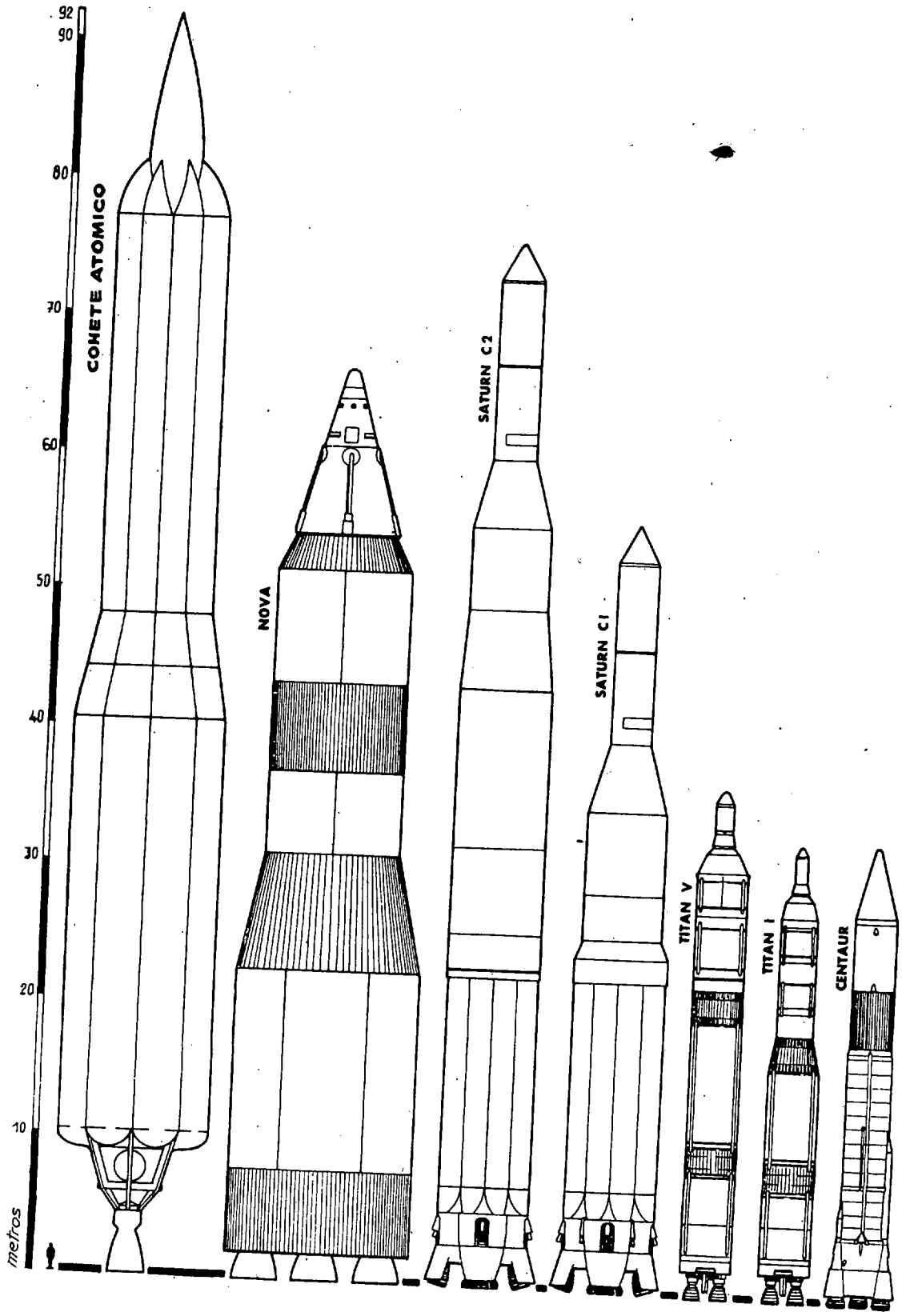
Otro misil contemporáneo del "Júpiter" y también de alcance medio, el "Thor", éste de las Fuerzas Aéreas, construído por la casa Douglas (en realidad, es un anticipo del "Atlas", que en aquella época se manifestaba, como siempre veleidoso y dificultoso; y se aprovecharon muchos estudios del Proyecto "Atlas" para anticipar el "Thor"; y a la inversa experiencia con el "Thor" para lograr sacar adelante el "Atlas"). Aunque el "Thor" fué en su origen un misil de guerra, por su tamaño y poder impulsivo, ha sido muy utilizado (con versátil comportamiento y fortuna), para lanzar satélites y vehículos lunares, sólo o formando complejos con varios cuerpos superiores tomados en diversos proyectos (incluso se le han superpuesto pisos del "Vanguard" de la Marina más o menos modificados). Así el "Thor-Able Star" (este último cuerpo superior, comporta un tipo de motor que ha sido el primero que se ha podido parar y volver a poner en marcha en pleno vuelo a voluntad), se ha empleado para satelizar los ingenios Transit-1-B, 2-A y 2-B; como también los tipos "Courier" y algunos intentos lunares que fracasaron, pues el mejor de ellos sólo recorrió la tercera parte de la distancia a la Luna; no obstante, fué en aquella fecha un récord de lejanía a la Tierra. Fué, entonces, cuando el Ejército con su "Juno-3", consiguió vencer la distancia, aunque su vehículo espacial se pasó de la Luna y escapó a colocarse como Asteroide Solar, como otro ruso que le había precedido. El "Thor-Able Star" mide 24,20 metros, y pesa al despegue 47.600 kilogramos.

El "Thor-Agena" sirvió para elevar la mayor parte de los treinta y tantos "Discoverer" que fueron lanzados. Este conjunto que mide 23,80 metros y que pesa 49 toneladas, empuja la combinación de la cápsula "Agena" y su motor propio "Bell-Hustler", que, en realidad, son el "Discoverer" fabricado por casa Lockheed.

La combinación "Thor-Able" (diferente de la "Able Star"), pues este complejo "Able" está constituído por el segundo y tercer piso del "Vanguard" (algo modificados) elevó los vehículos espaciales "Pioners I y V", el "Explorer 6", el "Tiros" y otros. El conjunto mide 26,85 metros y pesa al despegue 47,6 toneladas.

Por último, el "Thor-Delta", la combinación más poderosa a base del "Thor" y con los "sistemas de conducción" más perfeccionados, capaz de poner 130 kilogramos en órbita a 480 kilómetros de altura, o de enviar a los espacios exteriores un vehículo de una cincuentena de kilos; mide 27,40 metros y pesa al despegue algo más de 48 toneladas.

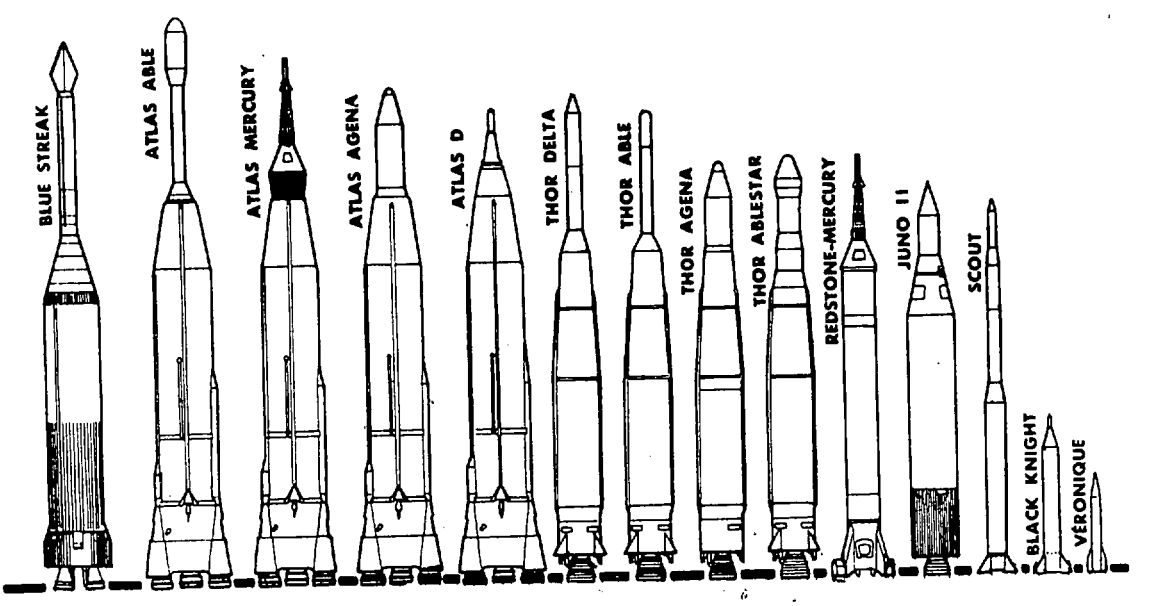
Y tropezamos ya con el "Atlas" de las Fuerzas Aéreas, lo mismo que el "Thor". El "Atlas", primer misil intercontinental logrado por los americanos, lo construye la casa Convair, y actualmente se trata de utilizarlo para fines científicos a pesar de ha-


92
90
80
70
60
50
40
30
20
10
metros
COHETE ATOMICO
NOVA
SATURN C2
SATURN C1
TITAN V
TITAN I
CENTAUR

ber imitado, competido y aumentado las veleidosidades del "Thor", y de comportarse como un caprichoso engendro capaz de las mejores y peores sorpresas, tanto en su versión misil de guerra (el "Atlas-A, el B, el C y el D", esta última serie de unos 14.500 kilómetros de alcance horinzontal), como en su empleo para elevador y lanzador de cápsulas "Mercury", él sólo, o con las mismas combinaciones que su predecesor el "Thor"; así se han utilizado los "Atlas-Agena" y "Atlas-Able", que respectivamente miden 29,90 y 32,28 metros. La combinación "Atlas-cápsula" "Mercury", después de ser ensayada con un astronauta de plexiglás y con un chimpancé, lanzó y metió en órbita a la "Frendship-7" (Amistad-7), llevando a bordo, el día 21 de febrero del año actual, al Teniente Coronel piloto de la Aviación de Infantería de Marina John H. Glenn, primer cosmonauta americano que dió tres vueltas en una órbita de perigeo 200 metros y regresó con pleno éxito pilotando realmente su vehículo "Mercury". El conjunto con el "Mercury" en su cúspide, mide unos 28,80 metros.

El lector observará que inmediatamente detrás del "Atlas" (en sus combinaciones "Mercury" y "Able"), aparece en la escala de los dibujos el "Blue Streak", inglés; pero debemos advertir que el autor de quien dijimos que tomábamos muchos datos y estos dibujos, ha presentado la figura del ingenio británico con dos cuerpos tomados del también inglés "Black Knight", seguramente por falta de datos más conocidos; se trataría de una combinación propuesta, hace tiempo, por la casa De Havilland, que parece ser podría meter en órbita 450 kilogramos a 450 kilómetros de altura.

Ya tenemos aquí, lector amigo, al llamado "Centauro", que según nos dice un glosario americano, es una modificación del "Atlas" de la misma casa que aquél, consistente en un primer piso "Atlas" de oxígeno líquido, un segundo piso de hidrógeno y un tercer piso de gran capacidad de carga (3.600 kilogramos) de combustible también líquido. Fué programado por la NASA (National Aeronautical and Space Administration), pero le interesa también a la ARPA (Advanced Research Proyects Agency), para satelizaciones de gran peso y para lanzamientos hacia la Luna. Hace meses que se halla colocado en su plataforma de lanzamiento el primer prototipo terminado, pero no sabemos por qué su lanzamiento se está demorando en la fecha que esto escribimos (mediados de marzo de 1962). Mide 33 metros y otros informes hablan de elevar satélites de 500 kilogramos a altísimas órbitas o de enviar hacia la Luna la cápsula de reconocimiento "Surveyor". Veremos en lo que queda eso, pues ahora ya no hablamos del pasado, sino del futuro, y el "Centauro" ha heredado a su vez las veleidades de su



progenitor el "Atlas", que imitó las del "Thor". ¿Será esto endémico en los mayores ingenios americanos?

Hay ya en pruebas finales en vuelo, otro sucesor del "Atlas", el cual es construído por la casa Martin C.°, que fué la que se encargó de construir el famoso y discutido "Vanguard" de la Marina, para el Congreso Internacional Geofísico; que tan mal compitió con los "Sputniks" soviéticos. Recordaremos que esta misma casa Martin C.° se halla encargada del avión (también discutidísimo), bombardero supersónico de Ala en Delta "B-57", y del Proyecto Espacial "Dyna-Soar" (vehículo espacial planeador pesado; del cual es un antecesor el "X-15"). El tal sucesor del "Atlas", se llama "Titán" (también conocido por las siglas "SM-68" "Strategic Missile" y por "WS-312" Weapon System, o sea, Sistema de Arma). Parece que la casa Martin se ha beneficiado esta vez de su experiencia desafortunada con el "Vanguard", como están testimoniando los francos y continuados éxitos que está obteniendo en los lanzamientos de parciales y totales del "Titán". En su versión primera, mide 33 metros y pesa al despegue 100 toneladas. Se presenta como el relevo del veleidoso "Atlas". En su segundo modelo pesa 122 toneladas y aspira a un alcance horizontal como misil de guerra de unos 21.000 kilómetros. Provisto de dos motores de combustible sólido para ayuda al despegue, será el "Titán III", previsto por la casa Martin, para lanzar al espacio en viaje lunar el planeador pesado "Dyna-Soar" de esta misma casa de que ya antes acabamos de hablar.

Pasemos a la serie de los "Saturnos", cuyo primer lanzamiento reciente ha significado para los EE. UU. un éxito no menor, aunque sí más disimulado que el "suspense" del "Mercury" con Glenn; y ambos éxitos reunidos, una nueva etapa en *la carrera del espacio*. Lleva un banco de 8 motores poderosos en su primer piso y todo permite suponer que debe ser, en estos momentos, el más poderoso ingenio del mundo entre los de este tipo misil e impulsador de vehículos espaciales. El lector podrá ver en los dibujos las siluetas de los tipos C-1 y C-2, pero no puede asegurarse que el C-2 se lleve plenamente a efecto, pues se discute la oportunidad de saltárselo, y pasar directamente a los tipos C-3 ó C-4, que permitirán soldar los avances americanos directamente al Proyecto "Nova", cuya silueta, muy imaginada también, figura entre los super-ingenios del futuro. Los "Centauros C-1 y C-2" medirán, respectivamente, 55 y 75 metros de altura, puestos en plataforma de lanzamiento.

Nos dice el autor de los dibujos y de varios de los datos que hemos tomado de su trabajo, publicado en *Airevue*, que la configuración que él le ha dado a la silueta del "Nova" puede no ser la definitiva, porque este gigante de 3.000 toneladas de peso al despegue, se halla aún en evolución, pero que es una de las últimas conocidas con más precisión. Cuando se lanzó con gran éxito el primer "Saturno" y se pensó en sus futuros mejorados y más potentes continuadores, se puso en tela de juicio este otro Proyecto "Nova" y la conveniencia o no de abandonarlo y volcarse exclusivamente sobre el "Saturno". Sin embargo, no se ha llegado a una decisión definitiva, ya que su aparición como primeros prototipos, sería para dentro de ocho o diez años; por ahora sólo se halla en fase de anteproyecto en el papel y como capaz de lanzar a trayectorias translunares, vehículos espaciales de 130 toneladas. Es proyecto de la NASA multipisos (cinco por lo menos), para elevar 75 toneladas a órbita elevada alrededor de la Tierra; y de siete pisos, con impulso total de 3.402 toneladas (en impulsiones sucesivas) para viaje translunar con regreso a la Tierra.

Por último, nos habla el autor de un motor a reacción nuclear, al que titula "Nerva" (del cual no tenemos noticia ni encontramos datos entre nuestras más recientes informaciones, catálogos ni glosarios), que la NASA parece apoyar y experimentar en 1966-67, y que sin meterse a profeta, podría impulsar un proyecto de la casa Douglas de 92 metros de altura y 260 toneladas de peso, cuya silueta futurista también la incluye entre sus dibujos; como asimismo podría llevar un vehículo pesado, con dos tripulantes astronautas, a dar una vuelta alrededor de Marte y regreso, con una duración de ese viajecito de tres años nada más; a pesar de la "impulsión-atómico-nuclear". Seguramente, que a pesar de todo, se encontrarían voluntarios para tal empresa. No nos cabe la menor duda. Ese monstruoso ingenio de la casa Douglas parece llamarse Proyecto "Rift". ¡Todo es posible en Granada!

Fallo del XVIII Concurso de Artículos de "Revista de Aeronáutica y Astronáutica"

"NUESTRA SEÑORA DE LORETO"

Con arreglo a lo dispuesto en las bases para el Concurso de artículos de REVISTA DE AERONÁUTICA Y ASTRONÁUTICA "Nuestra Señora de Loreto", anunciado en el número 252, de noviembre de 1961, se ha reunido el jurado calificador para examinar y juzgar los trabajos presentados, y ha acordado, por unanimidad, conceder los premios que a continuación se indican:

A) TEMA DE ARTE MILITAR AEREO

Primer premio (5.000 pesetas):

Al trabajo que lleva por lema "Albatros" y por título "El futuro... esa incógnita del hombre", del que es autor el Comandante de Aviación (S. V.) don Luis Mesón Bada.

Segundo premio (3.000 pesetas):

Al trabajo que lleva por lema "Citius, Altius, Fortius" y por título "Orgánica General del Aire", del que es autor el Coronel de Aviación (S. V.) don Luis Serrano de Pablo.

B) TEMAS TECNICOS

Primer premio (4.000 pesetas):

Al trabajo que lleva por lema "F" y por título "También los aviones usan capa", del que es autor don José Luis López Ruiz, Ingeniero Aeronáutico.

Segundo premio (2.500 pesetas):

Al trabajo que lleva por lema "Coral" y por título "Meteorología Astronáutica", del que es autor don José María Jansá Guardiola, Meteorólogo.

C) TEMAS GENERALES Y LITERARIOS

Primer premio (3.500 pesetas):

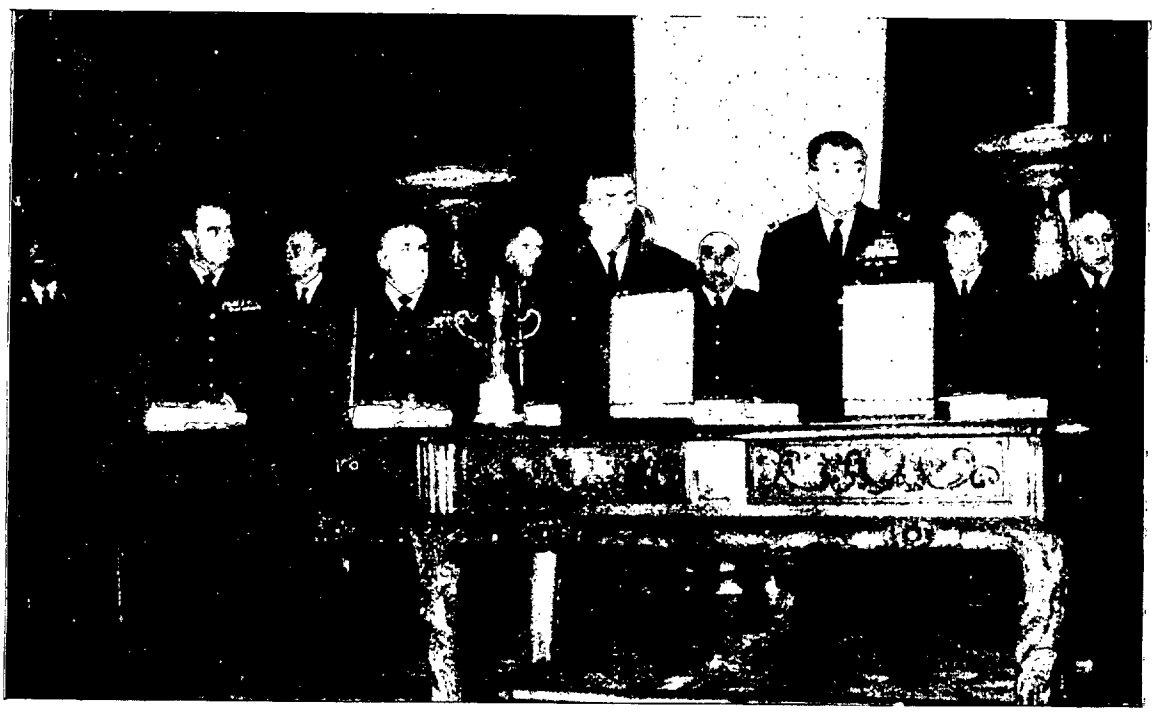
Al trabajo que lleva por lema "Spínola en Breda" y por título "Estudio crítico del desarme y su control", del que es autor el Capitán de Oficinas Militares del Aire don Andrés Valls Soler.

Segundo premio (2.200 pesetas):

Al trabajo que lleva por lema "Cosas del Aire" y por título "Los pájaros, los hombres y otras cosas", del que es autor don Darío Vecino.

Información Nacional

ENTREGA DE PREMIOS DEL I.er CONCURSO DE TIRO Y BOMBARDEO



El día 24 de marzo, en el salón de honor del Ministerio del Aire, tuvo lugar la entrega de premios a los ganadores del primer Concurso de Tiro y Bombardeo que, organizado por el Mando de la Defensa Aérea entre las Unidades de él dependientes, se verificó como fin del período de instrucción de dichas Unidades.

El acto fué presidido por el Teniente General Jefe del Mando de la Defensa Aérea, que ostentaba la representación del Ministro, y al mismo asistieron el General Jefe del Estado Mayor del Aire, el General Subsecretario, General 2.° Jefe del M. A. A. G. y otras autoridades militares.

Antes de proceder a la entrega de premios, el General Jefe de las Fuerzas Aéreas de la Defensa puso de manifiesto el entusiasmo y el deseo de superación que habían sido puestos de manifiesto por las tripulaciones durante todo el ciclo de instrucción y que culminó en la realización del concurso. Agradeció al Ministro del Aire y al Jefe del Mando de la Defensa la organización de este acto y el apoyo que prestaba a la misión que tenían asignada las Fuerzas Aéreas de la Defensa. Seguidamente se procedió a la entrega de premios a los ganadores del concurso, que resultaron ser: De la prueba individual, aire-aire, el Capitán don José Juste Marzo, del Escuadrón núm. 41; en la de aire-tierra, el Brigada don Manuel Porto Rey, del 11; de la de Bombardeo, el Teniente don Santiago Valderas Cañestro, también del 11; de la de Lanzamiento de cohetes, el Teniente don Roberto Alonso Gárate, del 61. Por Unidades, resultó ven-

cedor absoluto el 11 Escuadrón, y de las modalidades aire-aire, aire-tierra, bombardeo y cohetes, el 12, 11, 11, y 61 Escuadrones, respectivamente.

El acto terminó con unas cordiales palabras pronunciadas por el Teniente General Rubio, en las que expresó su satisfacción por los éxitos logrados y animó a todos a proseguir en el camino emprendido para defender los sagrados intereses de la Patria.

MONUMENTO A GARCIA MORATO EN MELILLA

Melilla ha rendido un homenaje a la memoria de su hijo el laureado Comandante de Aviación don Joaquín García Morato. Con este motivo, el día 5 de abril se inauguró un monumento a él dedicado. Dicho monumento consiste en un monolito coronado con un busto del heroico aviador, y en el que figura el emblema del Ejército del Aire.

Al acto asistieron, junto a la viuda e hijas del héroe, una representación del Ministerio del Aire formada por Jefes que pertenecieron, durante la guerra de Liberación, al famoso 3-G-3. Concurrieron asimismo al acto; el Comandante General de Melilla, Generales y Coroneles con mando, comisiones de Jefes y Oficiales de las distintas Unidades de la guarnición, el Ayuntamiento en pleno, el Consejo Provincial del Movimiento, representaciones de los Organismos oficiales y un numerosísimo público.

CONDECORACIONES

El Jefe del Estado Mayor del Aire impuso el día 27 de marzo la Gran Cruz del Mérito Aeronáutico al General de División de la Aeronáutica italiana don Manlio Maravigna.

El General Palacios expresó su complacencia al premiar, en nombre del Ejército del Aire, la labor que en pro de la unión de los aviadores italianos y españoles viene realizando el galardonado. La Avia-

ción Española—afirmó—no puede olvidar la ayuda que recibió durante la Guerra de Liberación.

El General Maravigna dió las gracias, emocionadamente, por la distinción de que era objeto.

NOTICIARIO DE «IBERIA»

Bajo la presidencia del Excmo. Sr. D. Julián Rubio López se celebró el día 27 de marzo de 1962 la junta general ordinaria de accionistas de Iberia, Líneas Aéreas de España, cuyas acciones pertenecen en su integridad al Instituto Nacional de Industria. Asistieron varios Consejeros de dicho Instituto, que estaba representado por el excelentísimo señor don Jesús María de Rotaeche y Rodríguez Llamas.

La Junta general aprobó la Memoria y las cuentas del ejercicio cerrado el 31 de diciembre de 1961.

El hecho más saliente del año 1961 fué la puesta en servicio de reactores de gran radio de acción, modelo Douglas DC-8, en toda la red trasatlántica de la Compañía, con ampliación de la ruta del Atlántico Sur hasta Santiago de Chile, extendiéndose así la red de Iberia hasta el Océano Pacífico.

A fines del año 1961 el Instituto Nacional de Industria decidió, a propuesta del Consejo, la adquisición de un cuarto reactor trasatlántico, así como el ejercer la opción de dos Caravelle VI-R, que unidos a los cuatro, cuya entrega se está efectuando en estos momentos, permitirá durante el año 1962, el que prácticamente la totalidad de los servicios internacionales de la Compañía se realicen con reactores. Esta medida obedece al plan de desarrollo de la Empresa elaborado por el Instituto Nacional de Industria y sometido a la aprobación del Gobierno.

Durante 1961, y dentro del plan de cooperación fijado por el propio Instituto Nacional de Industria entre Iberia y Aviación y Comercio, se intensificaron las relaciones técnicas y comerciales entre ambas Empresas.

Los resultados del tráfico, extraídos de la Memoria de la Dirección-Gerencia, pueden resumirse diciendo que la Compañía, durante el año 1961, realizó 42.112 viajes, en los que se recorrieron 24.906.521 km. en 76.292 horas de vuelo. En ese mismo período se ofrecieron al mercado 1.381.975.944 asientos-kilómetro, realizándose 796.005.945 pasajeros-kilómetro, transportándose 1.117.981 pasajeros, cifras estas que presuponen incrementos del 18,45 por 100 para la oferta y del 17 por 100 en las realizaciones y número de pasajeros respecto al año 1960, superior a la media del incremento mundial, que fué del 6 por 100.

El superávit de la cuenta de la explotación en 1961 fué de 53.660.000 pesetas, prácticamente análogo al del ejercicio anterior, y los beneficios, antes de detraer los impuestos, ascienden a 90.500.000 pesetas, repartiéndose un dividendo del 13 por 100 sobre el capital desembolsado, en proporción al tiempo, que ascendió a 37 millones de pesetas, detrayéndose las cantidades necesarias para los impuestos sobre sociedades, constitución de reservas, voluntaria y y obligatoria, premios de gestión y una paga extraordinaria a todo el personal de la Compañía.

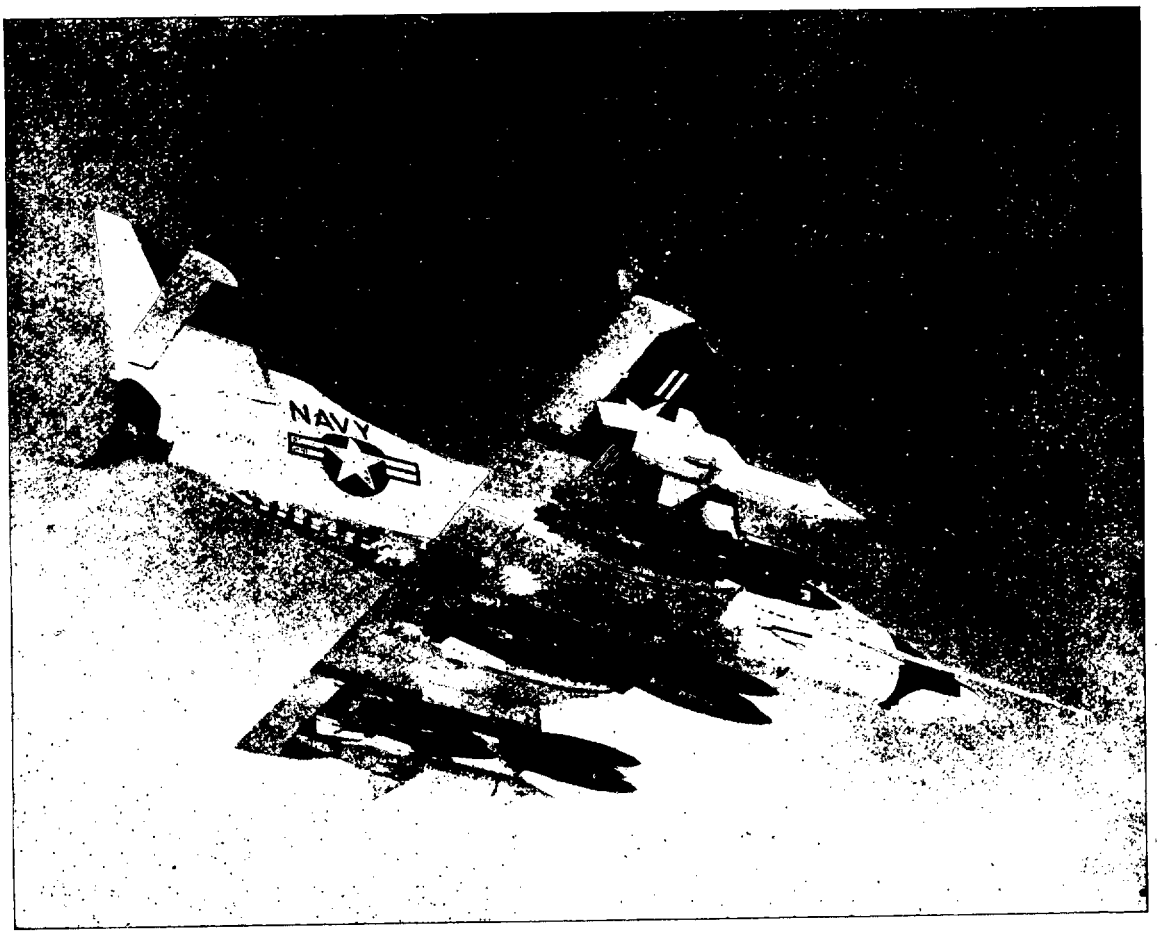
La representación del Instituto Nacional de Industria, que ya había anticipado al Consejo el proyecto de dar una nueva estructura a la Compañía, para que, adquiriedo la magnitud mínima de empresa aérea internacional, pudiera extender su red a nuevos mercados en situación de hacer frente a la aguda competencia con que se enfrentan las empresas de transporte aéreo, ha reiterado nuevamente esta necesidad, que presupondrá un plan de inversiones muy cuantiosas a realizar durante los próximos quince años, que se subdividirán en tres períodos quinquenales y cuyos frutos solamente podrán materializarse a largo plazo.

La Junta general ratificó los nombramientos propuestos por el Consejo de Administración de designar como Vicepresidente segundo a don Luis de Azcárraga y Pérez Caballero, Vocal del Consejo a don Francisco Iglesias Brage, y Director-Gerente de la Empresa a don Lázaro Ros España.

A continuación de la Junta general ordinaria, se celebró otra extraordinaria para ampliación del capital social en 200 millones de pesetas, en acciones de 1.000 pesetas de valor nominal, de las cuales 130.000 serán acciones ordinarias y 70.000 preferentes. De esta manera el capital social quedará estructurado de la siguiente manera: acciones ordinarias, 460.000, por un importe de 460 millones de pesetas; acciones preferentes 230.000, por un importe de 230 millones de pesetas.

Información del Extranjero

AVIACION MILITAR



El Douglas A4D-5 "Skyhawk" muestra en la fotografía su gran capacidad ofensiva: dos misiles "Bullpup" en los extremos de las alas, doce bombas de 120 kilogramos y seis de 250 kilogramos.

ESTADOS UNIDOS

El «Nike-Zeus» es capaz de defender a Estados Unidos contra cualquier proyectil ruso actual o futuro.

El secretario norteamericano del Ejército, Elvis J. Stahr, Jr., ha declarado, en una entrevista, que el discutido proyecto «Nike-Zeus» antiproyectil, tiene la suficiente eficacia para dar a los Estados Unidos una «buena defensa» contra cualquier proyectil que los rusos tengan en la actualidad o que puedan construir en el futuro previsible.

Respondiendo a las preocupaciones expresadas en algunos sectores científicos sobre la imposibilidad de que el «Zeus» facilite una «protección absoluta», Stahr dijo, en su entrevista con el corresponsal de la United Press International:

«Estoy de acuerdo. No existe defensa absoluta contra nin-

gún ataque, como tampoco existe un ataque que pueda calificarse de absoluto. No obstante creo que podemos probar que el «Zeus» es de gran utilidad contra cualquiera de las armas que los rusos puedan lanzar en estos momentos contra nosotros. Y puede también ser desarrollado de forma que puedan oponerse a cualquier arma que puedan los soviets lanzar contra los Estados Unidos en el futuro.»

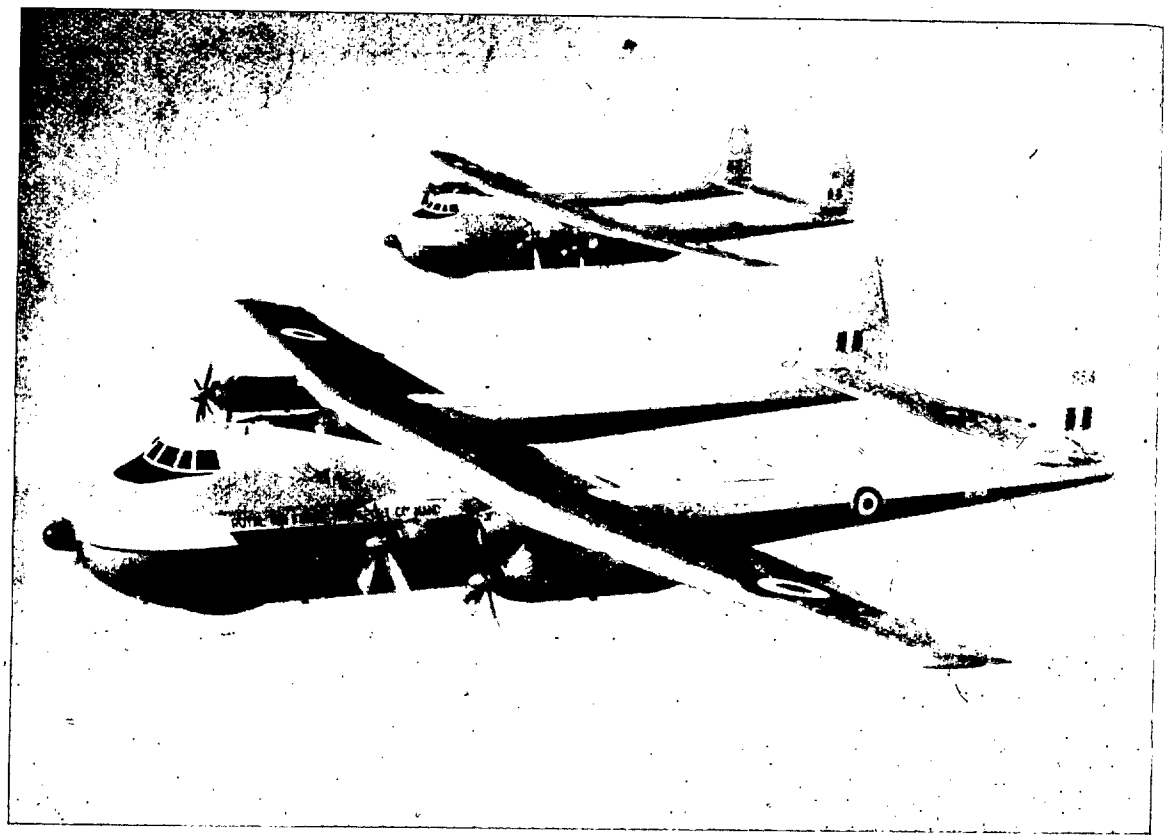
El veterano General que combatió en la segunda guerra mundial asegura también que los Estados Unidos aventajan en la actualidad a Rusia en la calidad del armamento de las Fuerzas de Tierra, como consecuencia de la expansión iniciada por la Administración del Presidente Kennedy.

En lo que se refiere al armamento nuclear, «el nuestro es mejor que el ruso». Reafirmó que la construcción y desarrollo de las pequeñas armas nucleares y la instrucción de las tropas en su utilización no han sido abandonadas durante los últimos tiempos de expansión de las tropas convencionales.

«Sabemos—continuó diciendo—que la decisión sobre la fabricación del «Zeus» está en suspenso. No obstante, tendría grandes ventajas para la nación proceder a su fabricación y desarrollo. Sería insensato admitir que los medios de ataque (proyectiles balísticos soviéticos) tienen una potencia insuperablemente mayor que los de defensa (proyectiles anti-proyectiles).»

Continuó diciendo que durante el pasado año «se ha reconocido, tanto por el propio Presidente como por el Congreso y grandes sectores de las Fuerzas Armadas, que tenemos que lograr—no únicamente que sería conveniente conseguir—un equilibrio en nuestra posición defensiva».

«Las armas nucleares—agregó—no constituyen un factor disuasorio para todo tipo de acción agresiva, tenemos que



Una versión militar del tetramotor de carga A. W. 660 "Argosy", es el nuevo avión del Mando de Transporte de la R. A. F. En la fotografía los "Argosy" vuelan en formación con los colores de las Fuerzas Aéreas británicas en las alas y fuselajes.

contar con una extensa gama de posibilidades.»

«Puede considerarse como dudoso que las armas nucleares vayan a ser utilizadas en alguna ocasión, e incluso que vayan a producirse nuevamente choques en gran escala con armamento convencional. Pero no existe hipótesis alguna en lo que se refiere a la guerra de guerrillas. Este tipo de lucha se está desarrollando en la actualidad. Por ese motivo, el Ejército ha redoblado sus esfuerzos en lo que se refiere a la instrucción de tropas en estas tácticas de guerrillas y ha enviado a especialistas con el fin de que instruyan también en ellas a las fuerzas de varios países amigos.»

Explicó el General que en los últimos tiempos se había producido un aumento sustancial en las fuerzas convencionales. «El público no se ha dado cuenta—dijo—de que en los pasados seis meses el Ejército de los Estados Unidos ha pasado de las once a las dieciséis divisiones de combate, enviando importantes contingentes de fuerzas a Europa e incrementando el número de sus unidades en el país, las cuales se encuentran dispuestas a entrar en acción en cualquier punto que fuera preciso.»

«La adjudicación económica del Ejército—agregó—ha aumentado este año en más de dos mil millones y medio de dólares sobre el año pasado. En la actualidad cuenta con doce mil cuatrocientos millones, mientras que hace un año tenían adjudicados nueve mil ochocientos millones de dólares.»

Finalmente anunció que las armas químicas y biológicas pueden desempeñar un importante papel en una guerra futura, pero su utilización, según dijo, depende de la decisión del Presidente, que es la única persona que puede hacerlo.

INGLATERRA

Presupuesto de la Defensa para 1962-1963.

El Ministerio de Defensa calcula sus gastos en el ejercicio 1962-1963 en 18.420.000 libras; es decir, unas 210.000 libras menos que en 1961-62. Los créditos destinados a proyectos de infraestructura de la OTAN son del orden de 7.250.000 libras. La atención principal se refiere al importe de la contribución inglesa a título del acuerdo de ayuda mutua para la defensa con los Estados Unidos, que pasa de 260.000 libras a 1.000.000 de libras en 1962-1963.

Es probable que el presupuesto de la dfensa civil se aumente durante el año. La Gran Bretaña está en vías de poner a punto un sistema complejo de alarma contra los ataques nucleares, que daría a la población el plazo previsto de cuatro minutos para protegerse. Aún no se ha construído ningún refugio.

En la fotografía, el morro de un "Argosy" en el que puede apreciarse la protuberancia del radar.

ASTRONAUTICA Y MISILES

El Comandante Rushworth es uno de los pilotos de pruebas del X-15 con el que alcanzó una velocidad de 4.588 kilómetros por hora.

ESTADOS UNIDOS

El cohete Douglas Delta coloca en órbita un Observatorio Solar.

Un Observatorio Solar en giro orbital, equipado con instrumentos que enviarán datos de cómo el Sol genera energía fué lanzado el día 7 de marzo por un poderoso cohete Delta construído por Douglas.

Este satélite, de 440 libras de peso, el más pesado colocado en órbita hasta la fecha por el Delta, contiene un espectógrafo de Rayos X y otro equipo científico que permite observar al Sol durante largos períodos de tiempo.

Lanzado desde Cabo Cañaveral, el Delta fué disparado hacia una órbita casi circular de 480 kilómetros sobre la tierra. Su tiempo de giro es de unos noventa y cinco minutos. El Observatorio Solar, primer satélite de su clase, es designado OSO-1.

Ha sido éste el séptimo éxito consecutivo de una serie de misiones diversas a cargo del Delta de tres secciones, construído para la N. A. S. A. por la División de Proyectiles y Sistemas Espaciales de la Douglas Aircraft Company. Las misiones han probado que el Delta es un cohete sumamente «versátil», capaz de impulsar cuerpos con carga útil en una gran variedad de órbitas en torno a la Tierra, desde la aproximadamente circular hasta la de curso grandemente alejado en su profunda exploración del espacio.

Los éxitos registrados por el Delta comprenden tres satélites meteorológicos, Tiros II, Tiros III y Tiros IV; el satélite de comunicaciones Echo; la sonda magnetométrica Explorer X y el Explorer XII, satélite para el estudio de partículas energéticas.

Después de que los cuatro Deltas restantes de la primera serie de 12 hayan sido lanzados, nuevos y más potentes vehículos de lanzamiento de la clase Delta serán enviados al espacio. Catorce de la nueva serie de estos cohetes de tres secciones, que tan repetidos éxitos han conseguido, serán suministrados a la N. A. S. A. por Douglas.

El lanzamiento del OSO-1 señala la misión núm. 63 asignada al famoso cohete Thor, primera sección del Delta.

Todas las actividades anteriores al lanzamiento, en la base de Cabo Cañaveral, así como el disparo propiamente dicho del cohete, han sido dirigidas por un equipo veterano de la casa Douglas.

La N. A. S. A. ha solicitado cinco cosmonáutas menores de treinta y cinco años.

El director de los programas espaciales norteamericanos, James Webb, ha hecho público el anuncio de un concurso con el fin de cubrir cinco plazas de cosmonautas.

Webb ha dicho que, aunque las condiciones detalladas que deberá reunir todo concursante serán dadas a conocer, podía adelantar, sin embargo, algunas precisiones. El segundo equipo de cosmonautas deberá estar por debajo de los treinta y cinco años (Glienn tiene cuarenta), y podrá ser civil o militar. Claro que la siguiente condición reduce mucho las posibilidades de los civiles: disponer de larga experiencia como piloto de aviones a reacción, preferentemente como piloto de pruebas.

Este reclutamiento de cinco astronautas más viene a confirmar los deseos de Kennedy de que se acelere notablemente el programa lunar norteamericano. Webb ha recibido la orden y la pone en práctica. Además, el personal de que dispone la N. A. S. A., reducido a seis por la ausencia de Slayton, quizá no sea el más apropiado para intentar el vuelo lunar dentro de cinco a diez años. De ahí que los nuevos candidatos no se admitan por encima de los treinta y cinco años. La Luna exigirá hombres de cierta experiencia espacial—vuelos como el de Glenn—, pero que no sean casi cincuentones.

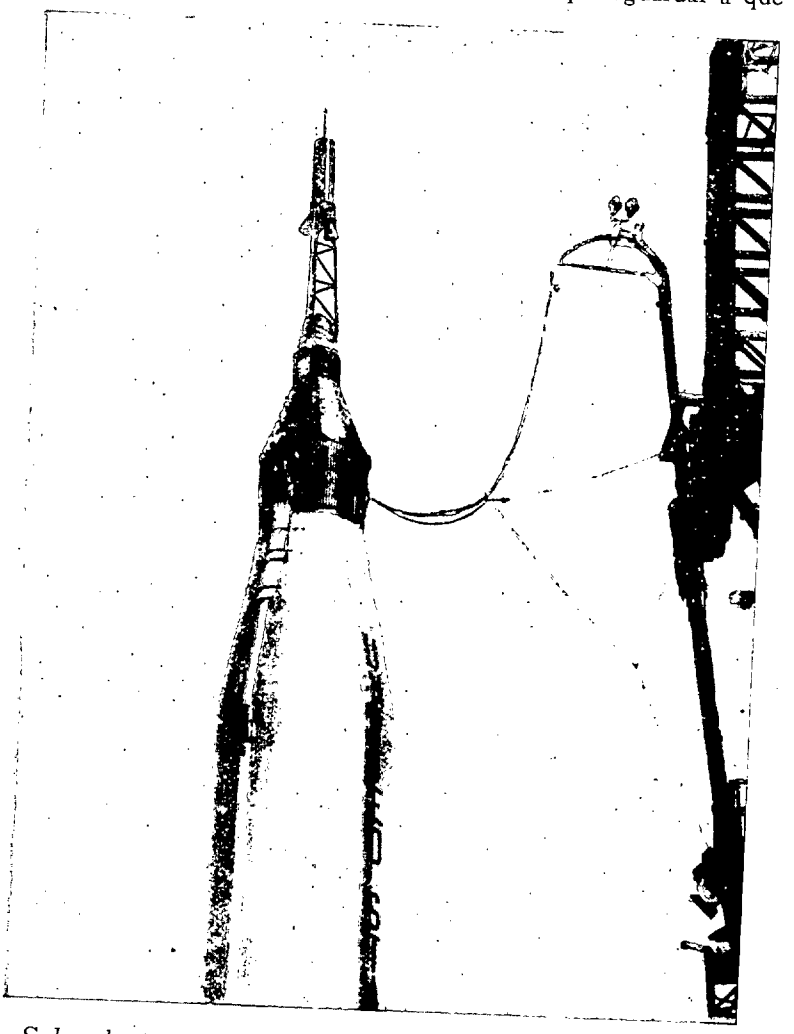
Webb ha explicado que con el fin de acelerar el proceso hacia el satélite terrestre, se llevan a cabo dos proyectos simultáneos, con el consiguiente gasto de dinero a cambio de asegurar el éxito final. Uno de los proyectos es el del cohete

Las fotografías nos muestran las fases sucesivas de un aterrizaje del avión cohete X-15, cuyas pruebas en vuelo se están realizando en la actualidad. El X-15 planea sin motor después de haber agotado todo su combustible en el vuelo a gran altura. Los patines de acero de la parte posterior son empleados para frenar el aparato al ponerse en contacto con la pista de tierra endurecida.

«Saturno», que ya ha sido probado en su primer piso. El otro es el del gigantesco «Nova».

El «Saturno» ha sido perfeccionado continuamente desde sus pruebas durante el verano pasado, y se confía en él para probar la técnica del «encuentro en el espacio». Este sistema, que va a consumir millones de dólares hasta que se ponga a punto o se demuestre inviable, es una gran esperanza. Webb opina que si resulta practicable, Estados Unidos adelantará dos años su llegada a la Luna.

El motivo de este adelanto sobre el calendario previsto es bien sencillo: si falla ese sistema habrá que aguardar a que «Nova» esté a punto. Los motores del «Nova» están siendo probados ya, pero queda mucho por hacer. Para dar una idea de lo que es este cohete gigantesco, bastará decir, en palabras de Webb, que podrá colocar en la Luna una carga útil de 60.000 kilos. No precisará, pues, efectuar etapas intermedias de «encuentro espacial» como con el «Saturno».



Sobre la parte superior de un proyectil Atlas, la cápsula espacial Friendship VII dentro de la cual el Coronel Glenn esperó su lanzamiento para el primer vuelo orbital alrededor de la Tierra.

Para animar a sus compatriotas, Webb ha dicho que ya se ha acelerado mucho el desarrollo del «Saturno», y que pronto volará su versión mejorada. «Aun en su prototipo original, probado el verano pasado, el «Saturno» es el cohete que ha llevado al espacio un mayor peso hasta el día de hoy, superando claramente los pesos de las astronaves rusas.»

El «Saturno» perfeccionado, que se puede utilizar dentro de cuatro años, llevará un haz de cinco grandes cohetes enlazados perfectamente. «Si la técnica del encuentro en el espacio nos sale bien, ahorraremos tiempo y, desde luego, mucho dinero», ha dicho Webb.

En unos pocos meses intentaremos una experiencia nueva: colocar en órbita un cohete «Atlas-Agena», al que una cápsula «Geminis», de dos tripulantes, puesta igualmente en órbita, dará caza en el espacio. Entonces, una vez enlazados cohete y cápsula, se intentará varios vuelos experimentales propulsados por el conjunto «Atlas-Agena».

Esto, a gran escala, es lo que se intentará hacer para llegar a la Luna. Sólo que entonces lo que se pondrá sucesivamente en órbita será una nave «Apolo» y un gran cohete «Saturno». Pero no se crea que todo va a ser fácil.

Los Estados Unidos quieren llegar los primeros a la Luna, y su Presidente ha dado la orden de incrementar la inversión en el proyecto lunar. Para ello no se van a escatimar esfuerzos, y paralelamente se seguirán dos caminos, aunque sea a doble precio. Lo importante es adelantarse a Rusia.

MATERIAL AEREO

La Fuerza Aérea de los Estados Unidos ha recibido un avión tanque KC 135 que hace el número 500 de los entregados por la casa Boeing al Mando Estratégico.

ESTADOS UNIDOS

Los nuevos reactores del DC-8

Un motor más potente, que aumenta tanto la carga de pago y el radio de acción, ha sido aprobado para su empleo en los aviones de transporte DC-8 «Jetliner» y DC-8F «Trader».

La Douglas Aircraft Company anunció que la Agencia Federal de Aviación ha aprobado la explotación del DC-8 con la versión JT3D-3 de los motores Pratt & Whitney Turbofán.

El DC-8 es el primer reactor comercial que recibe el certificado para la incorporación de estos motores de 8.172 kilogramos de empuje estático, los cuales facilitarán al gran aparato la posibilidad de volar 10.000 kilómetros con 120 pasajeros y sus equipajes. Una carga de pago máxima de cerca de 16 toneladas puede ser transportada a 8.855 kilómetros, con una reserva normal de combustible.

Con turbinas, el DC-8 está en condiciones de efectuar vuelos sin escalas que superan el alcance de todos los aviones comerciales de propulsión a chorro anteriores.

La velocidad normal de crucero es de 925 kilómetros por hora.

Entre las ciudades típicas que ahora podrán ser enlazadas en vuelos sin escalas están: Nueva York-Honolulú, Nueva York-Moscú, Buenos Aires-Nueva York, Nueva York-El Cairo, Los Angeles-Santiago de Chile, Los Angeles-Tokio y San Francisco-Lima.

Hasta el momento, cinco compañías de líneas aéreas han pedido DC-8 equipados con los nuevos motores. Los reac-

tores intercontinentales están autorizados para operar con un peso máximo de 144 toneladas.

El «Coleóptero».

El «Beetle», o «Coleóptero», con sus 16 metros de altura total, y 85 toneladas de peso, constituye el mayor robot del mundo, y se desplaza sobre orugas, como los tanques. A pesar de su tamaño, el enorme vehículo puede efectuar operaciones extraordinariamente delicadas con sus manos. Construído y diseñado por la General Electric para las Fuerzas Aéreas de los Estados Unidos, el «Beetle» ha sido proyectado para trabajar con precisión en zonas de gran radiactividad. El operador se sienta en el interior de la cabina, fuertemente protegida. Después de un período de pruebas, el «Beetle» será utilizado en el desarrollo del cohete nuclear Rover.

El Folland "Gnat", equipado con un reactor Bristol Siddeley, ha entrado en servicio como avión escuela de la RAF.

El Caravelle comprado por la General Electric regresa al hogar.

El «Santa María», el Caravelle que la General Electric compró a Sud Aviation, la compañía francesa de Toulouse, en el año 1960, ha regresado a Toulouse para continuar las pruebas del programa que culminará con la entrega de 20 Caravelles, dotados de reactores General Electric, a la Trans World Airlines en el año 1963. En el viaje, el aparato voló sin escala desde Edwards, California, hasta Nueva York, una distancia de 4.023 kilómetros, en cuatro horas y cuarenta minutos.

El primer vuelo del «Santa María» con los motores aft-turbofán General Electric fué en diciembre de 1960. Desde entonces el avión ha estado sometido a un intenso programa de vuelos de pruebas en los Estados Unidos para estimar los resultados del aparato funcionando con este motor.

FRANCIA

Vuelo de prueba del primer «Super-Broussard» de serie de Nord-Aviation.

El primer «Super-Broussard» de serie construído por Nord-Aviation acaba de efectuar un vuelo de ensayo en Bourges.

El vuelo ha dado entera satisfacción y ha tenido lugar en la fecha prevista por el programa de producción. La salida de las aeronaves de serie llega progresivamente al ritmo de cuatro aviones mensuales.

Numerosas compañías aereas se interesan por el «Super-Broussard», tanto en Europa como en Africa, Asia, Australia y Canadá, y desde el próximo verano los pasajeros de Air-Inter (líneas interiores francesas) podrán apreciar este avión en varios itinerarios en que será experimentado.

Primer vuelo del segundo «Atlantic».

El 23 de febrero, el segundo ejemplar del patrullero marítimo Breguet «Atlantic»

ha efectuado su primer vuelo en Toulouse, con una semana de anticipación sobre los plazos fijados hace tres años. El «Atlantic», prototipo 01, que vuela desde fines de octubre de 1961, ha efectuado un centenar de horas de ensayos, lo que constituye un resultado notable en un plazo tan corto. El avión se presenta ya como un gran éxito. La fabricación del tercer ejemplar está muy avanzada. De aquí al verano, la serie estará en marcha, correspondiendo a una primera serie de las necesidades de las Aeronavales francesas y alemana. El plan de carga continúa desarrollándose según las previsiones, lo mismo en lo que se refiere al patrullero que a los trabajos en cooperación con Fokker para el «Friendship», Dassault para el «Mirage IV», Sud Aviation para el «Caravelle».

Se ha confirmado, además, que los trabajos de puesta a punto en vuelo del Breguet 941 se prosiguen, conjuntamente con la prospección del mercado. Ultimamente se ha efectuado una serie de demostraciones de las posibilidades de este carguero de despegue y aterrizaje muy cortos, realizadas ante representantes de Compañías extranjeras y ante una delegación de la Comisión de la Defensa de la Asamblea Nacional.

Balance de los vuelos de los «Caravelle».

En el momento de la puesta en servicio del centésimo birreactor de recorrido medio de Sud Aviation, la flota «Caravelle» en explotación comercial sobrepasaba las 250.000 horas de vuelo.

A comienzos del año, seis «Caravelle» en utilización contaban cada uno más de 5.000 horas de vuelo, y tres de ellos rebasaban las 6.000 horas.

Los 99 «Caravelle», utilizados por 12 compañías actualmente, han totalizado más de 170.000 aterrizajes.

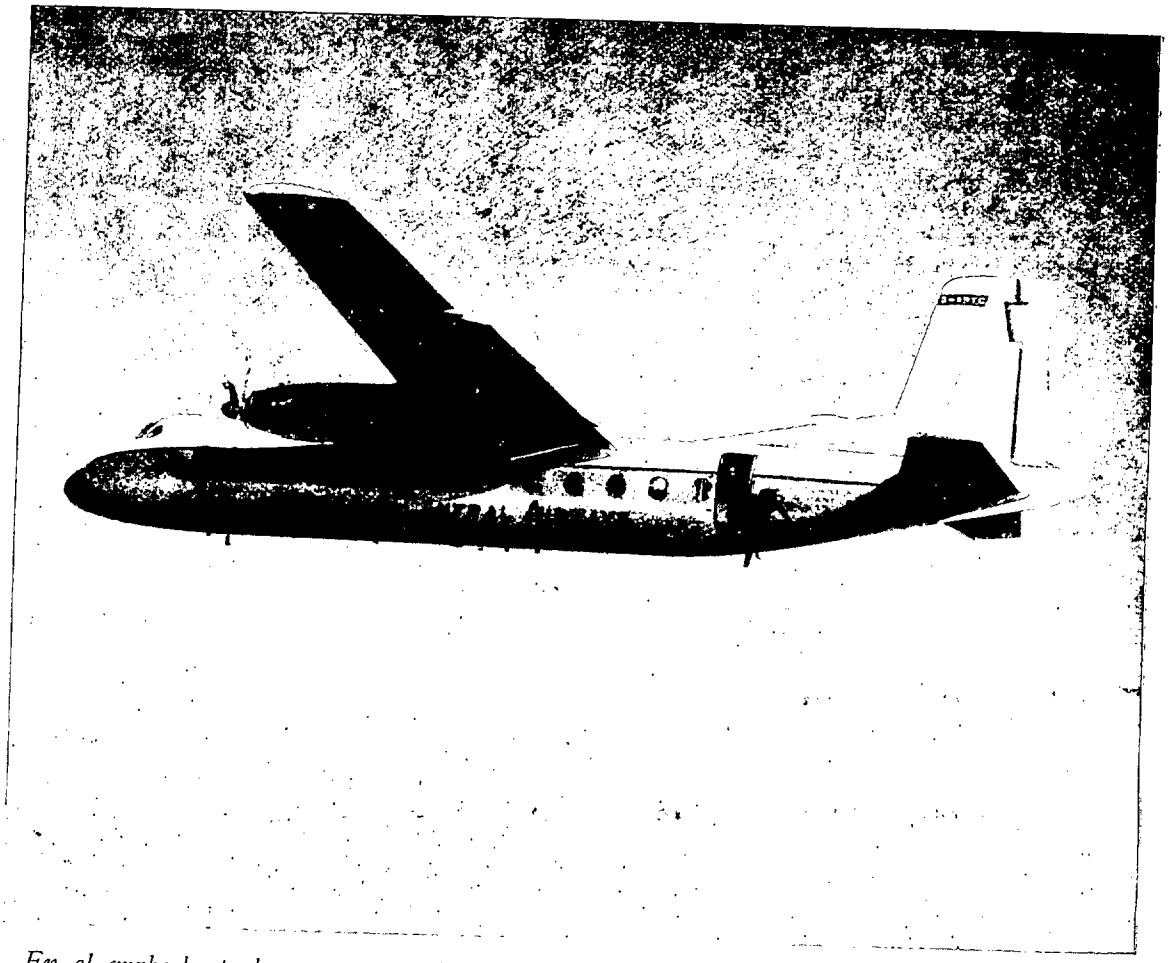
Una nueva versión del Magister».

El Grupo Potez estudia actualmente una nueva versión del «Magister», el CM.170-3», que efectuará su primer vuelo este próximo verano. Las principales modificaciones se refieren a la parte transparente de la cabina del piloto, que ha sido aumentada, mejorando así la visibilidad, un nuevo morro y la instalación de los asientos lanzables.

Los dos reactores serán turbomeca «Marboré VI», de 480 kilogramos de empuje unitario. Los depósitos flexibles del fuselaje y los «bidones» de extremo de alas serán sustituídos por depósitos estructurales de una capacidad total de 1.200 litros contra 980 litros en las aeronaves actuales.

El Comandante White, de la Fuerza Aérea de los Estados Unidos, en la cabina de un avión experimental X-15.

AVIACION CIVIL



En el grabado podemos contemplar a uno de los soldados ingleses, que recientemente han batido una marca de salto en paracaídas, en el momento de abandonar el avión Herald que los conducía.

INTERNACIONAL

El transporte aéreo mundial.

El volumen de tráfico mundial de pasajeros transportados por vía aérea alcanzará una nueva marca en 1962. Las predicciones de la IATA estiman que este tráfico aumentará en un 8 por 100 durante el año en curso. Durante 1961 el incremento fué del 6 por 100.

La IATA ha calculado que durante 1961, en las épocas de mayor intensidad de tráfico, las empresas aéreas internacionales hacían travesías trasatlánticas a una media de un vuelo cada once minutos.

El objeto que más ha viajado como mercancía aérea es el mazo presidencial que utilizan los presidentes de la Asociación del Transporte Aéreo Internacional (IATA). Este mazo, elaborado con madera de arce del Canadá, se ha venido empleando en las Juntas generales anuales celebradas en los seis continentes, y ha recorrido hasta la fecha un total de 224.000 kilómetros.

Las empresas aéreas han establecido una serie de normas de aplicación mundial para el embalaje, rotulación, manejo y almacenamiento de más de 2.000 productos que requieren cuidados especiales al ser transportados por vía aérea. Esta relación se mantiene al día mediante revisiones anuales que compila una comisión especial de la IATA.

Durante 1961, el índice de incremento del tráfico de mercancías por vía aérea fué superior en los servicios de la región europea, ya que en éstos el aumento sobre el año precedente fué del 15 por 100.

mientras que la media mundial fué del 11,5 por 100.

Según declaraciones de Sir Hudson Fysh, presidente de la IATA, en el transcurso de los próximos diez años al tráfico de mercancías por vía aérea deberá triplicarse cuando menos.

En una aeronave comercial moderna, cuando está en vuelo, cada metro cuadrado de superficie del ala tiene que soportar cargas que oscilan entre los 375 y los 600 kilogramos.

«Si bien los reactores nos han traído un exceso de capacidad, las aeronaves supersónicas podrían inundarnos con un exceso aún superior. La unica esperanza que existe de poder explotar con probabilidades de éxito comercial este nuevo vehículo sería la de poder oponer a esa capacidad unas tarifas que deberían ser mucho más atractivas para el público en los momentos de su puesta en servicio que cualquiera de las tarifas vigentes en los momentos actuales.»

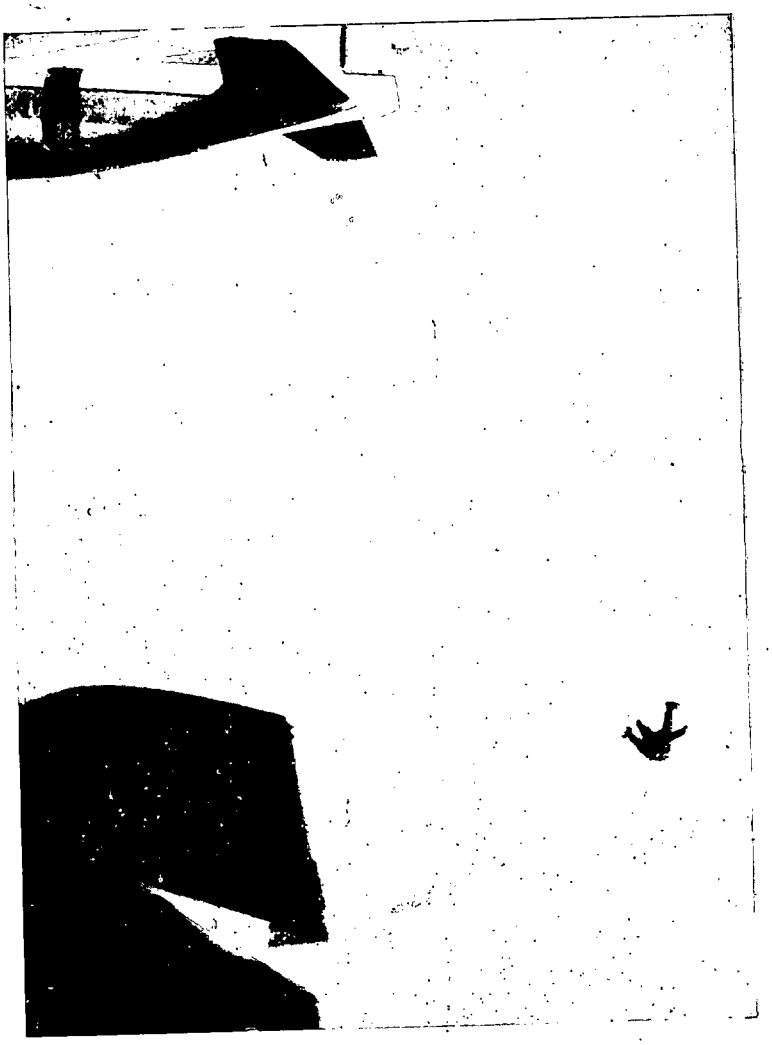
Aun cuando las empresas aéreas de la IATA utilizan en sus servicios unas 2.950 aeronaves de hélices, contra sólo 600 reactores, en cambio los reactores realizaron más del 40 por 100 de los pasajeros-kilómetros producidos en el año 1961.

La productividad de los nuevos reactores comerciales es tan considerable, que según datos de la IATA, el programa actual de renovación del equipo, acometido por las empresas aéreas, ha supuesto que en el plazo de dos o tres años se va a producir un aumento de capacidad que en otro caso hubiera sido el resultado del desarrollo normal en un período de diez años.

Los reactores comerciales tienen sus propios cánones de belleza. Basando la estimación en los datos de un grupo seleccionado de reactores dedicados al tráfico de pasajeros, la IATA considera que sus proporciones ideales están representadas por los numeros 39-41-12, que corresponden, respectivamente, a los metros de la envergadura, longitud del fuselaje y alto de la cola.

Por menos de tres dólares puede adquirirse un billete para un viaje aéreo internacional. Según la IATA, el billete de ida entre Copenhague (Dinamarca) y Malmoe (Suecia) vale, exactamente, 2,80 dólares.

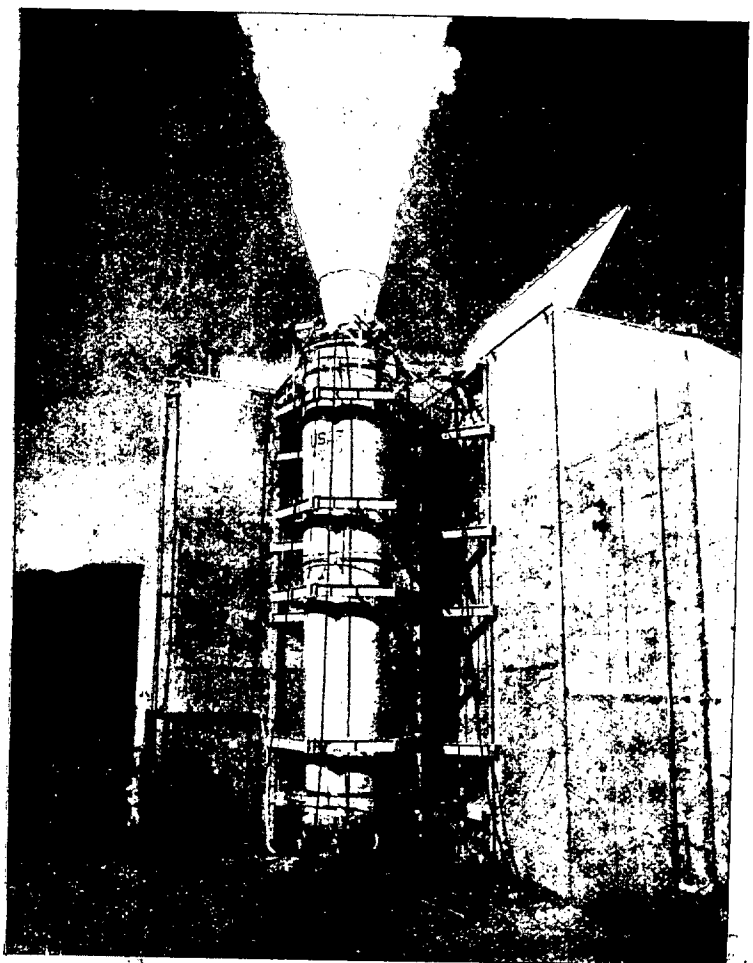
El Capitán R. V. Carleton, presidente de la Conferencia Técnica de la IATA, al insistir en la necesidad de que las aeronaves comerciales sean más rápidas, más seguras y más económicas, dijo que «el avión supersónico deberá igua-



Ocho soldados paracaidistas ingleses, al mando de un Teniente Coronel, han batido el récord británico de salto en paracaídas, al lanzarse a más de 10.000 metros de altura, abriendo los paracaídas a 900 metros del suelo sobre la llanura de Salisbury.

lar y aun sobrepasar los grados de seguridad, confianza, comodidad y economía en la explotación que se hayan alcanzado por las aeronaves subsónicas en el momento en que las supersónicas salgan al mercado».

Las tarjetas de crédito del Plan Universal de Viajes Aéreos, que expiden las empresas aéreas internacionales, se han comenzado a utilizar como carnets de crédito personal, sin gastos adicionales, valederas en hoteles, restaurantes y otros muchos servicios en todo el mundo.



La United Technological Corporation ha probado, en California, un cohete gigante de 70 toneladas de peso y que producirá un empuje de 250.000 kilogramos.

El tráfico de pasajeros en Europa en 1961.

Según datos publicados por la Asociación del Transporte Aéreo Internacional (IATA), el 28 de marzo, el tráfico de pasajeros en los servicios regulares dentro de la región auropea tuvo un incremento, en la cifra de pasajeros-kilómetro, del 13 por 100 en 1961, con relación al volumen de tráfico transportado en el año anterior.

Las 14 empresas aéreas cuyas cifras se computan, realizaron 7.074.000.000 pasajeros - kilómetro en servicios regionales regulares comprendidos en el continente europeo y países que bordean el Mediterráneo.

Durante el año esas mismas compañías ofrecieron al mercado 13.094.000.000 asientos-kilómetro. El coeficiente de ocupación (porcentaje de asientos vendidos) fué del 54 por 100, con pérdida de un 2,8 por 100 sobre la cifra del año precedente.

En esas mismas rutas, la mercancía aérea acusó un incremento del 9 por 100, ascendiendo su total a 96.096.000 toneladas - kilómetro. Aproximadamente una cuarta parte del total de carga se transportó en aeronaves cargueras.

Las cifras del cuarto trimestre del año 1961 acusaron incrementos del 8 por 100 en el tráfico de pasajeros, y del 4 por 100 en el tráfico de mercancía en relación con los resultados de 1960 en ese mismo trimestre.

Los datos de la IATA se basan en las estadísticas compiladas por el Centro de Investigación Aérea (ARB) de Bruselas relativas a empresas aéreas miembros de ambas organizaciones. En esas cifras no se incluye el transporte nacional efectuado por esos compañías ni el tráfico regional europeo de otros miembros de la IATA, considerándose, no obstante, que son representativas del desarrollo del transporte aéreo en esa región.

Las empresas aéreas cuyo tráfico figura incluído en estas estadísticas son: Aer Lingus, Air France, Alitalia, British European Airways, British Overseas Airways Corporation, Finnair, Iberia, Icelandair, KLM Royal Dutch Airlines, Lufthansa, Olympic Airways, Sabena, Scandinavian Airlines System y Swissair.

EL AVION DE TRANSPORTE BOMBARDERO

Por CAMILLE ROUGERON
(De *AiRevue.*)

En el momento en que se anuncia que el «Titán 3», desarrollado por la USAF para su programa espacial, podría igualmente transportar, con alcances intercontinentales, cargas nucleares de más de 15 toneladas de peso, es decir, unos 100 megatones de potencia, ¿podemos tomar en consideración que se dote a los aviones pesados con ingenios balísticos aire-tierra de un megatón o de menor potencia? Nuestro eminente colaborador no lo cree así y, al tratar del problema del «Skybolt» estudia las modificaciones que exigiría en su potencia, alcance y en su mismo principio—sustitución del misil semi-balístico por el balístico—para competir con los nuevos misiles soviéticos de 100 megatones. El programa entonces convendría tanto a los aviones de transporte supersónicos como a los bombarderos.

La idea, que se afirma está en estudio en la Royal Air Force, de colocar ocho Douglas "Skybolt" bajo las alas de un VC-10, no es completamente original. A la velocidad cercana del avión portador de misiles, el General Thomas D. White, en aquel tiempo Jefe del Estado Mayor de la U. S. Air Force, la había desarrollado largamente en septiembre de 1959, en el congreso anual de la Air Force Association.

El año había sido malo para los protagonistas del avión. El 10 de junio Mr. McElroy, Secretario de Defensa, cifraba la importancia económica de los programas de aviones de Mach 3: los varios escuadrones de cazas F-108 se calculaban entre 5.000 a 10.000 millones de dólares; los encargos del B-70 en 10.000 millones de dólares. Dejaba claramente entrever que se imponía una elección. El 10 de agosto el Congreso fué informado de la parada del programa de fabricación de hidruro de boro y de la rescisión de los contratos de producción de turborreactores J-93, de la General Electric, destinados al F-108 y al B-70, que deberían utilizar estos combustibles "químicos". Sólo se conservaba la versión con postcombustión de hidrocarburos. El 6 de septiembre, Mr. McElroy anunciaba, por fin, oficialmente el esperado sacrificio: para salvar al B-70 era necesario renunciar al F-108.

Ante el desencadenamiento de las críticas, el General White esbozó el cuadro de las características del avión ideal que los Estados Unidos necesitaban: "Nos gustaría poseer—dijo—un avión de gran radio de acción, de velocidad supersónica, que navegase a gran altitud transportando una gran carga útil, poseedor de una buena autonomía y que se prestase a empleos múltiples. A las misiones ofensivas y defensivas, añadiría el reconocimiento, e incluso ciertos transportes rápidos." Como si hubiese tenido el presentimiento del incidente del U-2 que, unos meses más tarde era el toque de difuntos del bombardero estratégico, el General White afirmaba en seguida que el avión no estaba limitado al lanzamiento de las bombas que llevase con él sobre el objetivo. En numerosos casos—añadía—el misil con carga nuclear que formaría parte de su armamento —el "Skybolt", encargado a la Douglas en mayo del mismo año—realizaría las últimas fracciones, las más difíciles del recorrido. No era necesario que él mismo lanzase el misil balístico. Además de las cargas que los aviones supersónicos en preparación serían capaces de transportar, los nuevos aparatos

"se prestarían para misiones que nunca se había pensado en confiarles. Por ejemplo, un B-70 podría transportar varios "Honest John", con sus equipos de sirvientes y depositar el personal y el material en cualquier punto del mundo en menos de cinco horas".

La evolución de los misiles americanos y soviéticos.

El ejemplo del "Honest John", misil balístico de pólvora, no dirigido, del Ejército de los Estados Unidos, con un peso de 2.600 kilogramos y con un alcance de 32 kilómetros, no agota ciertamente ni las posibilidades del B-70 ni las del avión comercial de Mach 3 y de más de 200 toneladas que los Estados Unidos estudian.

Sin embargo, hasta ahora las soluciones americana y soviética del misil balístico no han cesado de divergir en un punto esencial de doctrina y de material: la importancia respectiva de la potencia y de la precisión. El resultado es, por un lado, el "Skybolt" y su carga de un megatón, y, por el otro, los misiles que Kruschef afirmaba el año pasado, podían descargar los 100 megatones que le habían prometido sus técnicos nucleares.

Desde la iniciación del estudio del "Atlas", de esto hace cerca de diez años, hasta la más reciente de sus sucesores en servicio, en construcción o en estado de simple programa, la reducción de la potencia de las cargas ha seguido siempre en los Estados Unidos al aumento de la precisión. Al "Atlas" y al "Titán", de más de 100 toneladas, y a sus cargas de 3 a 5 megatones, han sucedido un "Thor" o un "Júpiter", con un peso menor de la mitad y con carga convertida en un megatón, después a un "Polaris" con un peso de 13 toneladas y cuya carga es del orden de 500 kilotones. La tendencia hacia la miniaturización se acentuaba aún más, en mayo de 1960, con la exposición del programa de un misil que parece hoy abandonado, cuyo nombre provisional era el de "Midgetman (enano): se le exigía un alcance que cubriese el intervalo de 4.000 a 12.800 kilómetros, con un peso que la Fuerza Aérea no esperaba rebasase en mucho al del Polaris, con vistas a su transporte en semi-remolque. La carga, variando en sentido inverso del alcance y definida únicamente por su peso, de 90 a 270 kilogramos, tenía ciertamente que descender por debajo de la del "Polaris", de límite de alcance. A pesar del de 1.600 kilómetros, muy inferior si es lanzado desde un B-52 o desde un "Vulcan" de Mach 1, el "Skybolt", con un peso de sólo 5.000 kilogramos, entra en esta clase de misiles portadores de una carga de un megatón o menos.

Si ha de darse crédito a las únicas declaraciones precisas (contenidas en el discurso del 14 de enero de 1960, en el que en nombre de las Fuerzas Armadas el Mariscal Malinovski consentía en la reducción de efectivos propuesta por Kruschef), la carga de los misiles intercontinentales soviéticos, con límite de alcance, no sobrepasaban entonces los 2 megatones. Este cálculo no excluía el poder recurrir a cargas muy superiores contra objetivos más próximos, en Europa occidental, por ejemplo. Del análisis de las experiencias soviéticas del verano de 1961 hecho por la Comisión de Energía Atómica, se ha llegado a la conclusión oficial en Estados Unidos de que los rusos han realizado unos considerables progresos en el rendimiento de los explosivos nucleares. Estos progresos se daban por descontados. Al anunciarse, el 9 de agosto, los preparativos soviéticos para una carga de 100 megatones, el portavoz del departamento americano de Defensa estuvo de acuerdo en que se podía, sin dificultad, aumentar a esa cifra la potencia de las cargas de 20 a 30 megatones, experimentadas hasta entonces por los Estados Unidos y por la U. R. S. S.; incluso admitió que el misil que transportaría una carga así sería rápidamente realizable.

La diferencia entre las cargas escogidas por los dos países para la dotación de sus misiles era, pues, cuestión, no de posibilidades técnicas, sino de doctrina de empleo. ¿Para qué—se preguntaban en los Estados Unidos con motivo de estas declaraciones del 9 de agosto—aumentar las cargas de un Atlas o de un Titán, que son suficientes ya para la destrucción de las ciudades más grandes? Sería malgastar un explosivo tan valioso como el vehículo que lo transporta. ¿Para qué montar sobre un misil—añadían también—una carga de 100 megatones si las destrucciones ocasionadas por cinco cargas de 20 megatones serían mucho más extensas? El 1 de septiembre, cuando la U.R.S.S. reanudó sus pruebas nucleares, Mr. Arthur

Dean, Jefe de la delegación de Ginebra, volvió sobre el argumento al leer, saliendo de la Casa Blanca, la declaración redactada de acuerdo con el Presidente Kennedy: "La bomba de 100 megatones—se afirmaba en ella—es infinitamente demasiado poderosa para la destrucción de objetivos militares... y no haría más que destruir inútilmente un gran número de vidas humanas. Pertenece —añadía Mr. Dean en su comentario—a la categoría de armas de chantaje y de terror."

El primer cambio de la doctrina americana se produce con los cálculos publicados el 1 de octubre siguiente por la Comisión de Energía Atómica. El efecto de la onda explosiva y de sus grandes destrucciones se extiende, con una carga de 100 megatones, a una distancia de 29 kilómetros, sobre una superficie de 2.600 kilómetros cuadrados; el del incendio a cerca de 100 kilómetros en una superficie de 30.000 kilómetros cuadrados. Por primera vez, una autoridad oficial americana confirmaba la primacía del efecto incendiario que el Mariscal Malinovski preveía en el discurso antes citado, al afirmar que las cargas de 2 megatones de sus misiles intercontinentales de límite de alcance "reducirían a cenizas 4.000 kilómetros cuadrados."

Mucho más para la carga de 100 megatones que para la de 2 megatones, es por tanto necesario, para utilizar plenamente las capacidades incendiarias de la explosión, recurrir a la explosión alta; es decir, a varias decenas de kilómetros de altitud para la carga de 2 megatones, y a más de 100 kilómetros para la de 100 megatones. Se renuncia así completamente al efecto de las radiaciones absorbidas en la travesía de la baja atmósfera y al efecto de la onda explosiva que desaparece en el vacío de alta atmósfera. Sólo los rayos caloríferos, al atravesar en un gran ángulo las capas bajas, consiguen ejercer su efecto incendiario, que desaparecería completamente si tuvieran que recorrer casi horizontalmente en un aire denso y cargado de vapor de agua, los 36 kilómetros que les asigna el Mariscal Malinovski para una explosión de 2 megatones y los 100 a los que la Comisión de Energía Atómica extiende el efecto incendiario de las bombas de 100 megatones.

Hemos defendido, en varias ocasiones, desde enero de 1955, este modo de conducir una guerra nuclear, mientras que los responsables americanos se atenían a la explosión baja (es decir, a algunos kilómetros como máximo) de las cargas cuya potencia se escalonaba entre algunos centenares de kilotones y algunos megatones y que actuaban por efecto de la onda explosiva. La ineficacia de la explosión nuclear como arma incendiaria, estaba apoyada en el reglamento americano entonces en vigor (The effects of Atomic Weapons Edition 1950), fundándose en las leyes clásicas de la absorción de rayos caloríferos: en la atmósfera, en las proximidades de la tierra, incluso con tiempo "excepcionalmente claro", veinte veces menos absorbente que en tiempo "medianamente claro" que reina en general sobre las grandes ciudades, el 99 por 100 del flujo térmico sería absorbido hacia 50 kilómetros. La explosión alta invierte esta ley. Los rayos caloríferos que alcanzan el objetivo en un gran ángulo, no tienen que atravesar la atmósfera absorbente más que en sentido oblicuo, en una distancia equivalente a varios kilómetros de aire en las proximidades del suelo. No era necesario, incluso, ni hacer el experimento, afirmábamos entonces: esa explosión termonuclear natural que es el sol, puede ser observada en el horizonte sin ningún daño para los ojos que arriesgan mucho más si se pretende fijarlos en el cénit o bajo gran ángulo.

Las primeras explosiones nucleares a algunas decenas de kilómetros de altitud, fueron ejecutadas en el curso del año 1955 en la URSS primero, y en los Estados Unidos a continuación. Fueron juzgadas lo bastante concluyentes, en la URSS al menos, para que Kruschef pudiera afirmar en 1958, ante unos periodistas polacos, que la Unión Soviética poseía bombas capaces de fundir una parte importante de los hielos del Artico. Como le sucede a veces, se había dejado arrastrar por el tema y rectificó una semana más tarde: había únicamente anunciado la posesión de una bomba que no podía experimentar en su campo habitual de pruebas del Artico—Nueva Zembla— por temor a causar daños a las ciudades de la península escandinava.

Recurrir al efecto incendiario en lugar del de la onda explosiva, goza de una ventaja de principio que se acrecienta a medida que la potencia aumenta. Ya en Hiroshima, don-

de la absorción atmosférica no entraba en juego para una bomba de 20 kilotones solamente, el reglamento de 1950 citado, atribuía a los daños incendiarios calificados de "severos" (inflamación instantánea de materiales combustibles secos) un radio de 3.050 metros (10.000 pies) contra sólo 1.800 metros a los daños causados por la onda explosiva de igual calificación (destrucción completa de inmuebles de ladrillo de varios pisos y daños importantes en las construcciones metálicas). Por lo tanto, la ley clásica de extrapolación de los daños por la onda explosiva, hace variar su radio con arreglo a la raíz cúbica de la potencia mientras que la ley elemental de la fotometría hace variar, en ausencia de absorción o con una absorción constante, el radio de los daños incendiarios de acuerdo con la raíz cuadrada de esta potencia. Además, el rendimiento de las destrucciones por la onda explosiva está dividido por diez al pasar de una carga de 20 kilotones a una carga de 20 megatones, mil veces más potente, mientras que el rendimiento de las destrucciones incendiarias permanece constante. Tal es la explicación de las cifras de la Comisión de Energía Atómica citadas anteriormente. Se concibe que el Departamento de Defensa, consultado en seguida por los periodistas a los que se les había comunicado dichas cifras, solicitase un plazo de reflexión antes de confirmarlas y de trastornar sus programas.

La diferencia entre las dos valoraciones de las destrucciones incendiarias de la carga de 100 megatones, 30.000 kilómetros cuadrados según la Comisión de Energía Atómica y 200.000 kilómetros cuadrados por la extrapolación de las cifras del Mariscal Malinovski (4.000 kilómetros cuadrados por 2 megatones), es menor de lo que parece. La primera se refiere a una sola carga; la segunda como se vería comparándola al número de calorías por centímetro cuadrado necesario para originar un incendio, según los reglamentos americanos, supone una "alfombra de bombas" añadiendo sus efectos térmicos en puntos donde el de cada una sería insuficiente. La amplificación está sensiblemente en la relación de 1 a 4. La diferencia entre las dos estimaciones, 120.000 y 200.000 kilómetros cuadrados, se explica, pues, fácilmente por las divergencias que puedan producirse dada la naturaleza de los objetivos que se seleccionen.

El desarrollo del misil aire-tierra.

Aunque el Departamento de Defensa se niega aún a hacer una exposición de las repercusiones que tendrán en sus programas los cálculos bastante concordantes del Mariscal Malinovski y de la Comisión de Energía Atómica, no es, sin embargo, con un desarrollo progresivo como se podrá pasar del "Skybolt" con un peso de 5.000 kilogramos, portador de una carga probablemente inferior al megatón, al misil capaz de transportar las cargas soviéticas de 100 megatones.

El "Thor", encargado en noviembre de 1955 a la casa Douglas, ha sido construído a un ritmo extraordinario. A decir verdad, las primeras pruebas, a principios de 1957, fueron poco satisfactorias. Pero desde septiembre de ese año, la puesta a punto quedaba asegurada. Tres años más tarde, en su centésimo lanzamiento, de los cuales 37 lo fueron en misiones espaciales, 73 lanzamientos habían sido satisfactorios, 13 tuvieron un éxito parcial y solamente 14, incluídos los 4 primeros, fracasaron.

La puesta a punto del "Skybolt", primer ALBM (Air Launched Ballistic Missile), por el mismo constructor, encuentra dificultades mucho más serias. Después de un largo estudio y de disparos experimentales desde aviones Boeing B-47 y Convair B-58, la Fuerza Aérea de los Estados Unidos sacó el programa a concurso a principios de 1959. El 26 de mayo siguiente escogía el proyecto Douglas. Pero no fué hasta febrero de 1960, al hacerse el proyecto lo suficientemente preciso, cuando se pudo firmar el contrato y para que la Douglas, en colaboración con la casa Boeing, constructora del B-52, empezase el estudio para adaptar el misil a dicho bombardero. Durante el año 1961, la prensa técnica informó de los múltiples cambios de directores del proyecto "Skybolt". El 15 de enero de 1962, la revista "Aviation Week", que no puede presentar sospechas de malas intenciones contra los misiles balísticos y sus constructores, resumía como sigue los progresos realizados: "El costo del desarrollo del "Skybolt" está generalmente valorado en 450 millones de dólares, es decir, más de dos veces lo calculado inicialmente para un misil que hubiera tenido un alcance mucho mayor y una precisión superior a los que con hoy se conforman. La USAF reclamó recientemente un suplemento de crédito para acelerar la ejecución del pro-

grama. Pero el Departamento de Defensa lo ha rechazado."

Al ritmo de la renovación de los materiales de guerra, aquellos cuyo programa se empezase a estudiar hace más de cinco años y se hayan obtenido unos resultados así, sufren de una tara congénita. Lo mejor que puede hacerse es volver a afrontar el problema con bases completamente nuevas, sin tener ningún miramiento con el estudio llevado hasta ahora, que pierde todo su interés desde el momento en que se admite que la U. R. S. S. puede oponerle los misiles portadores de las cargas que acaba de experimentar. Lo haremos examinando sucesivamente la elección de la potencia, la del alcance, la del avión que se quiere equipar, y no dudaremos incluso ni en poner en duda la fórmula del misil.

La *potencia* deseada de la carga es fácil de definir: la mayor posible. Es la fórmula que hace medio siglo daba el Almirante Fisher, "the biggest big gun", para la elección del calibre de la artillería principal a bordo de los navíos. Si el problema se concretase en equipar con un misil aire-tierra a un avión de caza-bombardeo de unas 20 toneladas, se debería limitar sus ambiciones. Pero uno se pregunta qué justificación podrá encontrar la USAF para el montaje de 4 "Skybolt", de 5.000 kilogramos cada uno, bajo las alas de un Boeing B-52H, de más de 220 toneladas, y más aún la RAF, que pretende colgar ocho bajo las de un Vickers Super VC-10, de cerca de 150 toneladas. ¿Qué es lo que quieren lanzar, giróscopos, acelerómetros y calculadores electrónicos o bien megatones?

Si se hace la suma de los pesos que se puede de este modo transferir de los dispositivos de guiado y de los conos de reentrada con carga explosiva, si se quiere hacer entrar en la cuenta la superioridad de orden balístico del misil grande sobre el pequeño, si se añade, por último, la ganancia en rendimiento de la carga importante, expresada en megatones de potencia por tonelada de peso, se da uno cuenta que sólo este aumento del peso unitario de los misiles para un mismo peso total transportado haría entrar al misil aire-tierra transportado en un bombardero pesado o en un gran avión de transporte en la gama de los misiles de 20 a 100 megatones prometidos por la U.R.S.S. o permitiría, al menos, alcanzar el límite inferior.

Entre el número de grandes dificultades que retrasan al "Skybolt", figura ciertamente la precisión del guiado. El misil de 20 megatones lanzado en la forma de "alfombra de bombas" de la segunda guerra mundial, y que "reduciría a cenizas" 40.000 kilómetros cuadrados si se adopta la fórmula y la cifra del Mariscal Malinovski, librará de toda preocupación en lo referente a la precisión de esta pequeña maravilla de guiado medio astronómico, medio inercial que prometen al "Skybolt".

El *alcance* seleccionado al principio para este misil, es decir, 1.600 kilómetros, permitiría destruir Moscú desde los fiordos noruegos o desde las bases turcas, sin tener necesidad de penetrar en el Báltico o en el Mar Negro. Desde hace varios años hemos señalado en algunas ocasiones que si se sustituían las destrucciones debidas a la onda explosiva de pequeñas explosiones bajas por las destrucciones incendiarias de las grandes explosiones altas, se podría obtener el mismo resultado con un bombardeo periférico, por medio de misiles regulados para funcionar simultáneamente a algunos centenares de kilómetros del centro. El alcance útil aumenta otro tanto. Moscú y sus arrabales arderán igual de bien con el efecto de varias decenas de cargas que exploten a 150 kilómetros de altitud, repartidas entre 300 kilómetros de dicha ciudad, con dirección a Smolenko, Orel ... Entre 1.600 y 1.300 kilómetros, la reducción de alcance que deplora el comentario citado de "Aviation Week", eleva en una proporción enorme, que calcularemos más adelante en el lanzamiento con avión supersónico, el peso y el rendimiento de la carga explosiva. Es de notar que este razonamiento, valedero para un objetivo de forma general convexa como Rusia europea, no se extiende al objetivo de forma general cóncava que ofrece al adversario el de los países europeos de la OTAN que lo rodean desde el cabo Norte hasta la Armenia turca.

Por lo demás, ¿cuál debe ser el objetivo principal de una destrucción nuclear? Para la OTAN, que no tiene la intención de tomar la iniciativa, la elección de las grandes ciudades de Rusia europea sería un error; estamos seguros que serían evacuadas y que, en simples trincheras construídas en pocas horas y cubiertas con unas pocas planchas y tierra, la población soviética no correría un gran riesgo. En un libro que aparecerá

este mes (1) consagramos el capítulo principal a demostrar, de acuerdo con el doctor Teller y el gobernador Nelson Rockefeller, que la destrucción más valiosa para el Occidente es la destrucción agrícola. Las naciones atlánticas, que sucumben bajo el peso de sus excedentes alimenticios, tienen todo interés en llevar a este plano la competición con un grupo de países donde, desde el telón de acero al de bambú, la deficiente producción agrícola constituye la regla. El Occidente no debe encargarse de resolver las dificultades demográficas de Moscú, de Pekín y de sus satélites diezmando sus poblaciones. Más que un crimen, eso sería una falta. El objetivo principal es la agricultura, con sus cosechas a punto y almacenadas. El misil que exige es el que desde Estonia hasta Ucrania, con 600 y no 1.300 kilómetros de alcance, partiendo de las mismas bases noruegas o turcas, deje a las poblaciones intactas en medio de las cenizas de sus granjas y de sus cosechas.

La *velocidad del avión* que transporte el misil aire-tierra adquiere una importancia considerable desde el momento en que se hace la elección de objetivos tan próximos. La velocidad supersónica exigida por el General White "para transportar varios "Honest John" y sus equipos de sirvientes para depositar personal y material en cualquier punto del mundo en menos de cinco horas" no nos parece la mejor justificación para velocidades de Mach 3 de un B-70 o del avión de transporte americano que le siga. El interés de la velocidad es de orden táctico y no estratégico. Vale para el avión lanzador de misiles balísticos, pero no para el avión transportador de misiles lanzados desde una base terrestre por sus equipos de sirvientes. El arma que equipará al avión de Mach 2, o de Mach 3, será algún sucesor del "Skybolt" y no el "Honest John".

En primer lugar, la velocidad supersónica es la mejor protección del avión, después del lanzamiento, durante su maniobra de huída. A 500 kilómetros de las fronteras del adversario no está expuesto a ser perseguido por un misil defensivo del género del "Nike-Hércules" que lleve a su proximidad inmediata una pequeña carga de explosivo químico o nuclear. Pero corre el riesgo de la rápida explosión de un misil balístico que recorra, sin guiado o al menos con posibilidades de maniobra muy limitadas resultantes de su velocidad, los 500 kilómetros en dos o tres minutos. Reducidos éstos también por la duración del viraje y por las pocas correcciones que pueda enfrentar a la trayectoria del misil defensivo durante el aumento de su velocidad, la tripulación del avión de Mach 1 no escapará a las radiaciones de la explosión alta, como tampoco el propio avión a la onda explosiva y al calor de una explosión de menor altitud que podrá provocarse a 20 ó 30 kilómetros de ellos. Con posibilidades de huída por lo menos dobles o triples, los aviones de Mach 2 ó de Mach 3 tienen más probabilidades de salir intactos.

Pero la principal ventaja del avión supersónico es del orden balístico. La velocidad que imprime en la salida al misil, sumada a la que recibirá éste de su propulsión cohete, permite, para un mismo alcance determinado, reducir la carga de propulsante sólido en beneficio de la carga explosiva. Los resultados siguientes están calculados para velocidades de aviones de Mach 1,2 y 3, y más exactamente de 300 m/s. (Mach 1), 700 metros/s. (Mach 2,4) y 1.000 m/s. (Mach 3,4), suponiendo, para simplificar, que los alcances son proporcionales al cuadrado de las velocidades y que se hace caso omiso así de la altitud de lanzamiento, la resistencia del aire, la curvatura de la tierra..., que no tienen ninguna importancia para un misil balístico pesado con alcances de 625 a 1.600 kilómetros.

Para los 1.600 kilómetros escogidos del "Skybolt", sería necesaria una velocidad final de 4.000 m/s., con lo que el motor cohete tendría que proporcionar, respectivamente, 3.700, 3.300 y 3.000 m/s. a los aviones de Mach 1, 2 y 3. Para los 1.300 kilómetros que un bombardeo periférico de los mismos objetivos urbanos permitiría sustituir, sería necesaria aún una velocidad final de 3.600 m/s., por lo cual el motor cohete tendría que suplir, respectivamente, 3.300, 2.900 y 2.600 m/s. a los aviones de Mach 1, 2 y 3. Para los 625 kilómetros que bastarían a un bombardeo periférico de los objetivos agrícolas de la casi totalidad de la Rusia europea, la velocidad final descendería a 2.500 metros/segundo, por lo que el motor cohete debería proporcionar, respectivamente, 2.200, 1.800 y 1.500 m/s. a los aviones de Mach 1, 2 y 3.

El interés en la velocidad del avión lan-

(1) «La guerra nuclear: armas y defensas». (Colección «Cuestiones de actualidad». Calmann-Levy. París.)

zador es, pues, tan grande cuanto menor es el alcance deseado. Del avión de Mach 1 al de Mach 3, la economía en velocidad inicial alcanza 19 por 100 a 1.600 kilómetros; 21 por 100 a 1.300 kilómetros; 32 por 100 a 625 kilómetros. Si se traspasa el beneficio en combustible sólido que se obtiene a la carga explosiva, la economía del misil aire-tierra cambia por completo en lo que se refiere a los pequeños alcances y a la potencia unitaria que puede exigírsele.

¿Se debe, por tanto, conservar la fórmula del misil balístico puro, de trayectoria elíptica, al que se aplican estos cálculos? Puesto que la ventaja del lanzamiento por avión supersónico aumenta al tiempo que disminuye la velocidad final exigida al misil, toda fórmula que haga disminuir esta velocidad, dado un mismo alcance, acentuará el interés en esta forma de lanzamiento y en aviones de Mach 2 y 3.

El misil semi-balístico, el "hypersonic glider" americano tipo X-15 y "Dyna-Soar", el primero limitado a Mach 7 y el segundo estudiado para el vuelo orbital, sobrepasa completamente al ingenio balístico. Las primeras detecciones de trayectorias semi-balísticas en Siberia, de varios millares de kilómetros, fueron hechas públicas en 1959 ("Aviation Week", de 27 de abril, pág. 23). Siguieron otros anuncios, y parece probable que sea esta la forma de lanzamiento escogida por los militares soviéticos para sus cargas de 20 a 100 megatones. Es muy probable que fuese a este tipo de misil al que hacían alusión las reservas oficiales americanas en el verano de 1961, afirmando que la U. R. S. S., muy verosímilmente, tenía los medios de colocar tales cargas, pero sin precisión. Esto se admite fácilmente. El misil semi-balístico es menos preciso que el balístico. ¿Pero qué interés puede tener apartarse probablemente menos de un kilómetro cuando se proyecta incendiar 40.000 ó 200.000 kilómetros cuadrados con cada misil?

Se han dado desde hace tiempo informes detallados de las investigaciones americanas sobre las características del planeador hipersónico que, con un planeo o por "rebotes", prolonga la trayectoria elíptica que le ha hecho describir su velocidad inicial. El primer documento lo constituye una comunicación de A. J. Eggers en la reunión de julio de 1957, de la American Rocket Society; el segundo, una Nota Técnica núm. 4046-A, de la NACA, publicada en noviembre de 1957, redactada por el mismo autor en colaboración con H. J. Allen y S. E. Niece.

Para alcances intercontinentales, o incluso simplemente intermedios, para los 3.000 kilómetros de un "Thor" o de un "Super-Polaris", el empleo de trayectorias semi-balísticas tropieza con las dificultades que dicha Nota Técnica precisa. La finura y el calentamiento aerodinámico se oponen a ello, ya se trate de un misil militar o de un vehículo espacial a los que se quiere hacer regresar por medio de un planeo a la tierra. La conclusión oficial es el rechazo de la trayectoria por "rebotes", la del "bombardero antipodal" que preconizaba Saenger, tanto desde el punto de vista del calentamiento como del de resistencia mecánica de la célula caliente a los esfuerzos violentos del rebote. La segunda solución, la de la trayectoria de planeo del A-4, A-9, apoyada en el primer proyecto de bombardeo intercontinental por los técnicos de Peenemunde en 1945, sería, por el contrario, admisible con los materiales actuales; los estudios de la NACA sugieren las alas y superficies de cola en flecha muy acusada o bien simplemente la forma cilindro-cónica de los proyectiles de artillería, cuya relación sustentación/resistencia al avance, con una pequeña inclinación del eje sobre la trayectoria, es tan ventajosa como el de un fuselaje con alas muy en flecha; quedarían suprimidas las superficies de cola clásicas, exigiéndose la estabilidad y la maniobra a una cola "en pétalos" que se abrirían en cono después del lanzamiento, partiendo de elementos cilíndricos cortados en trozos siguiendo unas generatrices. Según los autores de la nota, la trayectoria de planeo duplicaría el alcance del misil balístico de igual velocidad; la trayectoria de rebotes, eliminada, lo habría triplicado.

Aceptable dentro de la gama de alcances intermedios e intercontinentales, esta conclusión tendrá que ser retocada con certeza, en lo que se refiere a los alcances que deben tenerse en cuenta contra los objetivos más interesantes en la Rusia europea o en los países satélites de Moscú en Europa oriental, que no se librarían ciertamente en caso de guerra nuclear. A velocidades que, en balística, darían alcances de 200 a 400 kilómetros y en semi-balística, por rebotes, de 600 a 1.200 kilómetros, las objeciones sobre la

necesidad de limitar la finura de líneas para reducir el calentamiento y sobre los esfuerzos mecánicos soportados con motivo de los rebotes, pierden mucho de su valor. No se puede, evidentemente, reducir indefinidamente la parte de la velocidad exigida a la autopropulsión y, por ejemplo, convertir el misil en una bomba planeadora sin motor, que un avión de Mach 3 lanzaría a 300 kilómetros en una trayectoria de rebotes. El avión y su misil serían entonces muy vulnerables a una destrucción por medio de un misil tierra-aire. Parece que, desde el límite convencional de lo hipersónico, sea Mach 5, o más exactamente, 1.500 m/s. la trayectoria de rebotes, con maniobras de huída predeterminadas, escapa a todo riesgo de interceptación a gran altura. El alcance correspondiente es de 675 kilómetros. Es necesario para alcanzarlo exigir del motor cohete del misil 1.200 m/s., si es lanzado de un avión de Mach 1, 1.800 m/s. desde un avión de Mach 2 y 500 m/s. desde un avión de Mach 3. Calculando un 10 por 100 del peso del misil como peso muerto, y suponiendo que está propulsado por una pólvora de 250 segundos de impulso específico, la carga útil de explosivo pasaría de 51,5 por 100 del avión de Mach 1 a 62,5 por 100 del avión de Mach 2, y a 72,5 por 100 por avión de Mach 3. Si se tiene en cuenta que la hipótesis de la constancia del peso muerto favorece indudablemente al misil del que se exige lo máximo a la autopropulsión, y que el rendimiento de la carga explosiva crece con su peso, hallamos que, a igual alcance y peso en el lanzamiento, el misil de varias decenas de megatones lanzado por el avión de Mach 3 tendrá una potencia casi doble que la del misil lanzado por el avión de Mach 1. La diferencia disminuye cuando el alcance aumenta. Pero sigue siendo todavía muy elevada para los alcances de 1.300 y 1.600 kilómetros, tomados anteriormente de ejemplo.

Hacia un Super-Skybolt.

Tales son, creemos nosotros, las consecuencias que debemos sacar en lo referente al misil aire-tierra, y que son ciertamente las sacadas por la U. R. S. S. desde el momento en que admitimos la conducción de una guerra nuclear por medio de explosiones altas de grandes cargas. Por ello, no podemos más que aplaudir la decisión del Departamento de Defensa de negar a la USAF los varios cientos de millones indispensables para acelerar el desarrollo de un "Skybolt", que quedará anticuado antes incluso de haber entrado en servicio.

Sin duda, la carga de 100 megatones no se impone contra todos los objetivos, y la casi totalidad de los beneficios a alcanzar con un aumento de las cargas se logrará desde el momento en que se pase del megatón del "Skybolt" a los 30 ó 50 de los más pequeños de sus sucesores. Asimismo, la larga experiencia del F-108 y del B-70 muestra que el avión de Mach 3 no es un material fácil de construir. El de Mach 2, incluso si obliga a reducir la carga en un 15 ó 20 por 100, según el alcance, permitirá unas economías que podrán aplicarse ventajosamente en aumentar el número de aviones y de misiles. Por último, toda la gama de aviones de bombardeo y de transporte de Mach 2 a 3, desde las 30 toneladas de un "Mirage IV", a las 75 de un Convair B-58, a las 80 de un "Super Caravelle", hasta las 200 a 300 toneladas del North American B-70, y de los aviones de transporte que le seguirán, se presta perfectamente al lanzamiento de misiles semi-balísticos aire-tierra de 20 a 100 megatones, y de más si se juzga útil. Así se explican, a nuestro juicio, los grandes aviones supersónicos presentados el pasado año en Toushino, que sorprendieron a los observadores occidentales y que no se han relacionado con las experiencias de grandes cargas realizadas durante el verano y el otoño. Se impone para los aviones militares más pequeños, el "Mirage IV", por ejemplo, el estudio de un fuselaje adaptado al transporte de un solo misil, de igual forma que el B-58 lleva su enorme depósito de combustible axil. Pero para los aviones de transporte civiles, incluso para los más pequeños, como el "Super-Caravelle", esta exigencia es superflua. Cada uno de los dos misiles en el extremo de las alas, con un peso de unas 15 toneladas, con los que se podría dotar a dichos aviones, transportaría cerca de 10 toneladas de explosivo en las misiones a cortas distancias y se aproximaría a los 80 megatones. En estas fórmulas, los aviones de Mach 3 llevarían dos misiles de 150 a 200 megatones cada uno.

Este es el futuro de una aviación equipada con misiles y lanzada, no por el camino del gigantismo, sino con vistas al rendimiento.

Consideraciones sobre recuperación de naves espaciales, al regresar de misiones translunares

Traducción libre de un artículo de
ROBERT F. THOMPSON
y de
DONALD C. CHEATHAM
publicado en "Aerospace Engineering".

El conseguir, como objetivo nacional, una misión de aterrizaje en la Luna y feliz regreso a la Tierra mediante una nave espacial tripulada concentra la atención del mundo entero, y especialmente la de nuestro país americano. El Proyecto "Apolo", que tiene por objeto el cumplimiento de esta misión translunar, se halla actualmente en sus primeras fases, habiéndose ya iniciado el desarrollo de los planes parciales preliminares y el diseño de su configuración.

En el análisis de lo necesario para la recuperación, las consideraciones deberán extenderse desde la mecánica del espacio y la dinámica de reentradas, hasta las operaciones referentes a la localización y recuperación de esa nave espacial y su tripulación al término de la misión cumplida o abortada.

Este artículo trata de algunos aspectos de la recuperación de esas naves espaciales tras el regreso de la Luna o por misiones falladas, y presenta un resumen de las ideas preliminares con el fin de situar estos diversos aspectos en la perspectiva apropiada al desarrollo del programa general.

Se hace tan sólo un bosquejo del tipo de las tareas de recuperación asociadas a las misiones lunares que se proyectan en la próxima década.

Dadas las muchas facetas que presenta una misión de aterrizaje en la Luna y, por no haberse aún determinado el plan para ello, no intentaremos en este trabajo presentar un verdadero plan de operaciones de recuperación; en su lugar trataremos de los factores que se sabe son importantes para formular dichos planes, así como de aquellos aspectos de la recuperación que pudieran ser de importancia en el planeamiento de la misión y en el proyecto de la nave espacial.

SOBRE LAS OPERACIONES DE RECUPERACION

1. Proyecto de la nave espacial.

Al concepto creador progresivo seguirá probablemente el desarrollo del vehículo de vuelo espacial, así como el modo de asegurar las operaciones de aterrizaje lunar. Durante este período de creación es posible que se lleven a cabo misiones en órbita alrededor de la Tierra y otras cislunares. circunlunares y de órbita satelitaria lunar, y puede que el vehículo se desarrolle en torno a un concepto de tipo «modular» (por fases, cuerpos o pisos parciales independientes); con arreglo a cuyo concepto se utilizarían variadas combinaciones de tales cuerpos parciales, según las diferentes misiones. Por ejemplo, en lo que se refiere al "módulo de mando" (cuerpo o parte en que vayan instalados los sistemas de conducción y en el que habite la tripulación) sería similar para todos los vuelos o misiones.

Es posible también que sea *la técnica de la reunión,* o suma de medios de impulsión sucesiva, la que se emplee, en vez de un solo cuerpo o módulo capaz de lanzar e impulsar desde la Tierra y durante toda la fase impulsada la nave espacial propiamente dicha, capaz de efectuar el aterrizaje en la Luna.

En cambio, constituirán casos secundarios para los fines primordiales de este artículo las otras misiones en la Tierra o los ingenios de lanzamiento que pudieran citarse aquí. La figura 1 muestra una posible configuración (bajo un aspecto general) de nave espacial capaz de un ¿aterrizaje? lunar.

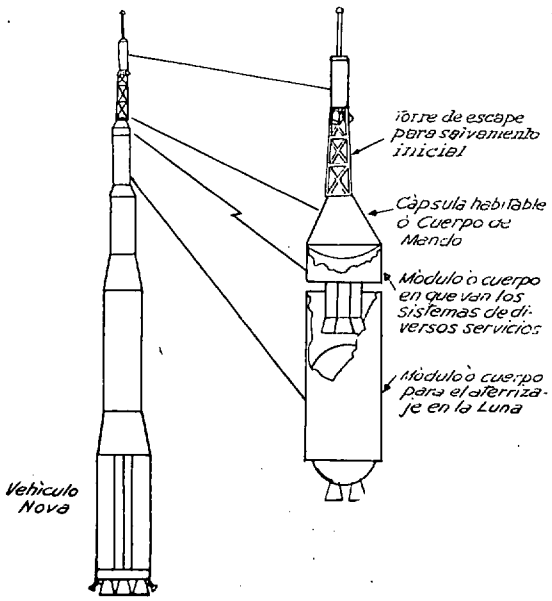


Figura 1.

Aquel cuerpo o módulo de mando (conducción) que hemos dicho ya antes albergará a la tripulación, será el único que al final de la misión lograda con éxito regrese a la Tierra atravesando nuestra atmósfera para su recuperación. La configuración de ese módulo de mando y conducción (que parece va a ser por el estilo de la cápsula habitable del Proyecto «Mercury», mejorada) representa una buena solución para muy diferentes misiones; puesto que es de simplicidad estructural, posee una buena capacidad volumétrica, una razonable robustez aerodinámica, buenas características de estabilidad y una línea geométrica óptima para afrontar la fase de cruzar en su reentrada la «barrera del calor». Asimismo, desde el punto de vista de su recuperación, es muy aceptable la capacidad que tiene este módulo o cuerpo parcial para desarrollar ciertas fuerzas de sustentación (planeo y "frenado progresivo" en cuerpos pesados no aerodinámicos hipersónicos) del orden de una mitad de las fuerzas de resistencia que se oponen al avance dentro de nuestra atmósfera y para repartir con efectividad las fuerzas de sustentación, controlando con ello y en relación a aquel «frenado progresivo» y aquel «planeo de cuerpos pesados hiperveloces» la distancia del recorrido durante la reentrada.

Al objeto de asegurar las mayores posibilidades de supervivencia a la tripulación frente a cierta escasa confianza en el funcionamiento del conjunto de todos los cuerpos o módulos del vehículo complejo, se espera que la combinación que constituya estas naves espaciales proporcione unos medios o modos muy seguros para el «salvamento» de aquel cuerpo de mando en que va la tripulación; si fuese necesario, en caso de «abortar» la misión en un momento cualquiera de las distintas fases de su ejecución. Podría emplearse un sistema a base de una «torre de escape tractora» (fig. 1) (análoga a la que lleva la cápsula «Mercury») para separar este cuerpo de mando del resto del complejo de la nave; incluso del «ingenio elevador» en las primeras fases del despegue o lanzamiento ante la presencia de fuerzas naturales o casuales de emergencia.

En cuanto al módulo o cuerpo de servicio (equilibrio e impulsión) tiene por misión y propósito principal dotar al conjunto de fuerza de empuje para el despegue y para todo cuanto haga falta impulsar o equilibrar (estabilización) por *sistema Vernier* (1) en el lanzamiento, elevación, situación de aparcamiento en la órbita inicial alrededor de la Tierra y escape de ella hacia la Luna en viaje interplanetario... e incluso aterrizaje en la Luna, despegar de ella y regresar a la Tierra...

Se podría, pues, disponer de esa capacidad de empuje y equilibrio, en cualquier momento de la misión, después de abandonar la atmósfera terrestre (o sea después de haber lanzado la *torre de salvamento inicial* por ya inservible y constituir un lastre) y antes de tocar en el suelo de la Luna, y también se podría emplear esa

(1) Nota de R. de A. y A.—El efecto de ciertos pequeños motores «Vernier», como, por ejemplo, los que lleva el «Atlas», tienen por misión equilibrar la posición del móvil. A algo semejante se refiere el autor aquí.

capacidad de fuerza controlable a voluntad en cualquier momento y situación que por cualquier causa hubiera que suspender la continuación de la misión y regresar a la Tierra, para aterrizar tras la reentrada en el punto designado como zona (o zonas) de aterrizaje o amaraje.

El cuerpo o módulo de «aterrizaje lunar» será el que proporcione principalmente el empuje de «frenado» necesario para que la nave espacial haga un buen contacto con la superficie de la Luna, y ayudará, a su vez, al despegue desde la Luna.

Dado que aún no se ha determinado, de un modo definitivo, el método de hacer aterrizar en la Tierra (en la Luna, como no hay atmósfera, no hay que pensar en paracaídas ni en planeos) el cuerpo de mando, en su regreso se siguen considerando tres soluciones básicas:

1. Un descenso final con «paracaídas convencional».

2. Un descenso final en «paracaídas dirigible».

3. Un descenso final en «planeador-paracaídas».

Los planes para completar con pleno éxito una misión normal prefieren, e incluso parecen exigir, que el aterrizaje se haga (al regreso) en tierra firme; pero, no obstante, y teniendo en cuenta posibles emergencias, aquel cuerpo o cápsula habitable de mando debe ser capaz de posarse y flotar en el agua hasta su recuperación.

Extremos tales como la atenuación del impacto en la superficie, el poder salvar obstáculos locales, su estabilidad y supervivencia en el mar, desierto o alta montaña están aún por resolver en detalle. Sin embargo, es lógico suponer que el proyecto ha de llevar incorporadas las oportunas características que, junto a una acertada solución del lugar de aterrizaje o amaraje, permitan simplificar esos problemas; por lo que aquí daremos por sentado a los fines de este artículo que los aterrizajes en tierra firme y amarajes en el mar serán resueltos satisfactoriamente.

2. Filosofía de la misión de recuperación.

Básicamente, el planteamiento de la recuperación de la nave espacial debe prever la misión completada con éxito total (ida y regreso) y también la «misión abortada», con su arribada a la superficie tras la fase de «salvamento» en vuelo a que antes hicimos referencia.

La experiencia ha demostrado que un buen principio básico en los planes de la misión de recuperación es el proporcionar una capacidad positiva de acción para todas las emergencias posibles, especialmente para las más probables, y una capacidad de recuperación de diversas maneras y por distintos medios y métodos. Este principio implica el análisis detallado de la misión para prever todas las incidencias posibles y la posesión de una buena experiencia sobre la seguridad del sistema con el fin de asesorarse respecto a cualquier posible accidente.

La seguridad del vehículo de vuelo es uno de los parámetros más importantes y quizá uno de los más difíciles de establecer entre los que influyen en el planteamiento de la recuperación. El proyecto de nave espacial para una misión lunar y el apoyo a la misma deben concertar sus esfuerzos para el logro de un «sistema de seguridad individual» en su más alto grado, y para proporcionar la máxima garantía de éxito en la misión a cumplir. Sólo podrá hacerse un cálculo razonablemente preciso de la verdadera «seguridad» cuando se haya determinado por fin la configuración de la nave espacial y se haya obtenido cierta experiencia en el funcionamiento de los sistemas de la misma.

En el Proyecto «Mercury», la mayor parte de las ayudas de recuperación están dedicadas a los posibles «abortos» (suspensión y renuncia, después de iniciada la misión); y en esta fase del planteamiento es lógico suponer que esta circunstancia será similar en cuanto a las ayudas para las misiones lunares.

3. Proyecto de una misión de aterrizaje en la Luna.

No existe, por ahora, ningún procedimiento que tenga carácter de excepción mediante el cual y con ese carácter de único pueda llevarse a cabo una misión lunar con aterrizaje en ella y regreso a Tierra. Por el contrario, en cada fase de la misión hay uno o más factores relativos a

ella que admiten variación, resultando, en consecuencia, un tipo diferente de proyecto. La correlación de esos factores es tal que el proceso de decidir la forma de llevar a cabo la misión exigirá una investigación detallada de los diferentes modos entre los cuales elegir. Muchas de esas modalidades pueden afectar a la operación de recuperación. Por ejemplo, con el fin de obtener flexibilidad en cuanto al momento de despegar de la Luna para iniciar el regreso a la Tierra pueden variarse factores tales como el azimut del lanzamiento desde ella y la posición de inserción lunar sobre la Tierra, y como consecuencia, la situación de las zonas de posible aterrizaje asociadas a las diferentes misiones abortadas pueden variar ampliamente, así como complicarse las operaciones de recuperación. El espacio de que se dispone en este artículo no permite tratar con detalle todos los cambios conocidos actualmente que afecten a la recuperación; pero es importante reconocer esta correlación de *la recuperación* con otras fases de la misión a medida que el planteamiento y los planes generales de ella vayan progresando.

En la figura 2 puede verse, esquemáticamente, una misión típica de aterrizaje lunar (2). Brevemente, el plan de la «misión-ejemplo» incluye un lanzamiento desde Cabo Cañaveral con dirección Este (como todos los que desde allí se efectúan entre unos 50º Norte e igual latitud Sur), del cual se provoca una entrada a una órbita satelitaria alrededor de la Tierra; después se produce, en esa órbita satelitaria, una especie de «aparcamiento» (dando vueltas en ella) de suficiente duración para establecer y decidir a bordo el funcionamiento del sistema y las características de la trayectoria hacia la Luna, tras lo cual se or-

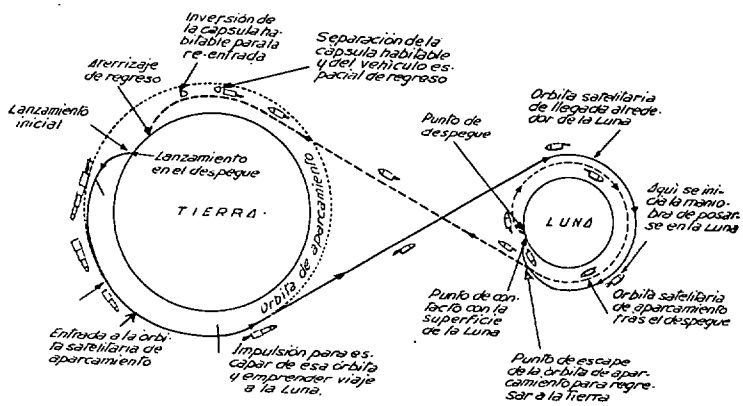


Fig. 2.—Misión típica lunar con órbita de aparcamiento alrededor de la tierra.

(2) Para la mejor comprensión de la figura 2 y cuanto referente a ella dice el autor a continuación, debemos aclarar lo siguiente:

En primer lugar, que esa situación de «aparcamiento» a que se refiere puede ser como aparece en la figura durante solamente un trozo de órbita alrededor de la Tierra; pero lo mismo sería durante toda una vuelta entera en esa misma órbita, o durante dos vueltas, o tres vueltas, etc. (por eso precisamente se llama de «aparcamiento»), puesto que al final de cada vuelta completa siempre volverá a estar el móvil en el mismo punto y misma situación respecto a la decisión de emprender la trayectoria hacia la Luna. En el dibujo sólo se muestra un trozo nada más de *situación de «aparcamiento»* en órbita alrededor de la Tierra porque pudiera bastar con ese corto trozo y con el cortísimo tiempo en que se recorrerá para preparar el salirse de ella (mediante un pequeño impulso más) y emprender el viaje; o como dice el autor: «una órbita alrededor de la Tierra, de aparcamiento *de suficiente duración*, para establecer a bordo las características de la trayectoria» (ese tiempo, necesario y suficiente, de duración de la situación de «aparcamiento» es lo que hemos dicho que puede llegar a ser incluso varias vueltas en esa órbita alrededor de la Tierra antes de partir definitivamente hacia la Luna). Nos parece que el pintar un solo trozo de órbita como *aparcamiento alrededor de la Tierra* es para no complicar la figura; pero el lector puede suponerlo e imaginarse esa vuelta o vueltas completas alrededor de la Tierra si les hiciese falta a los tripulantes para regularizar o modificar esa órbita inicial terrestre y perfeccionar su exacto punto de partida para la trayectoria del viaje; que como el propio autor dice: «tras lo cual se produce la inyección translunar» (que hace falta) para salirse de esa órbita alrededor de la Tierra y marcharse con rumbo Sudeste, partiendo de un determinado punto de la costa Este de los Estados Unidos...

En segundo lugar dice también el autor que en algunos casos de lanzamiento Tierra-Luna pueden hacer falta *inyecciones lunares Noroeste* cuando va en su órbita inicial alrededor de la Tierra por encima del Océano Pacífico. Aquí ya se está viendo más claramente todavía lo que hemos dicho de que en esa *situación de «aparcamiento»* podían darse algunas vueltas antes de emprender el verdadero viaje hacia la Luna, ya que tal y como está dibujada la figura 2 no pasaría por encima del Océano Pacífico partiendo de Cabo Cañaveral, como en este caso se supone.

denará y producirá la necesaria impulsión translunar con rumbo Sudeste, saliéndose el vehículo interplanetario de aquella «órbita-aparcamiento» y partiendo hacia la Luna desde un punto en la vertical de la costa Este o atlántica de los Estados Unidos (en algunas condiciones o circunstancias de lanzamientos «Tierra-Luna» podrían ser necesarias ciertas correcciones en sentido Noroeste mediante impulsiones axiles cuando el móvil ya se encuentre (durante evoluciones en la «órbita-aparcamiento» satelitaria alrededor de la Tierra) moviéndose sobre el Océano Pacífico a fin de lograr que pase por ese determinado punto en la vertical de la costa de los Estados Unidos, al cual nos hemos referido como punto exacto de partida para efectuar su salida de esa «órbita-aparcamiento» e iniciar su trayectoria hacia la Luna).

La trayectoria nominal translunar debe seleccionarse de forma que pueda regresar balísticamente el móvil al *corredor de reentrada* (dirección de arribada a la Tierra, prefijada en relación a las zonas de aterrizaje) si por algún fallo mecánico se quedase el vehículo abandonado exclusivamente a su velocidad gravitatoria y a su movimiento balístico (en virtud de la energía cinética) sin posibilidades de acudir a los sistemas propios de impulsión y conducción.

La fase de viaje hacia la Luna termina con una maniobra de «frenado por reacción» dentro de una órbita satelitaria alrededor de ella; se trata de una órbita baja desde la cual se ejecuta, a su vez, la maniobra de aterrizaje después de dar varias vueltas satelitarias que se estiman necesarias para establecer y preparar el punto deseado de contacto con su suelo (o sea que allí se provoca otra «órbita-aparcamiento» análoga a la que se creó alrededor de la Tierra antes de la partida definitiva hacia la Luna) (fig. 2).

Después de haber vuelto a despegar de la Luna hay que establecer de nuevo esa órbita satelitaria (de «aparcamiento») alrededor de ella, desde la cual se efectuará «el escape» para regresar a la Tierra. El punto de salida desde esa órbita estará muy relacionado con la entrada final a la Tierra en las proximidades de la vertical de las Islas Hawai, con una dirección tal que, regulando adecuadamente el «frenado final por reacción» (durante la reentrada a la atmósfera terrestre) pueda lograrse el aterrizaje en alguna de las zonas señaladas en la parte meridional de los Estados Unidos. En el análisis de esta «misión-ejemplo» es muy importante desarrollar el cuadro total de las «tareas de recuperación» y considerar los problemas asociados con las posibles fases de suspensión de la misión; lo mismo que considerar la fase final de una misión totalmente llevada a cabo con pleno éxito.

4. Zonas de aterrizaje de regreso.

La magnitud del apoyo operativo terrestre para la recuperación (fuerzas de localización y de recuperación), que sería desplegado en una zona determinada de rescate, dependerá principalmente de las posibilidades de aterrizaje asociadas a dicha zona. Por ejemplo, una «zona permanente» de aterrizajes con probabilidad de ser usada con frecuencia justificará el establecimiento en ella de suficientes elementos de recuperación y de personal destacado fijo para realizar y garantizar un servicio seguro y en un tiempo muy corto después de cada arribada y aterrizaje (recuperación rápida). En cambio, una región o zona de aterrizaje «eventual» se hallará en diferentes condiciones respecto a dotarla de instalaciones, elementos y personal con tal carácter de «fijos» y asimismo se les deberá suponer un tiempo más largo para efectuar las recuperaciones de naves espaciales tras su aterrizaje o amaraje. Empleamos los términos «permanente» y «eventual» para señalar un período de tiempo de recuperación relativamente corto y otro relativamente largo tras la arribada, respectivamente.

Para los fines de establecer este cuadro total de las «tareas de recuperación», las posibles zonas de aterrizajes que pudieran planearse deben ser separadas por categorías, de acuerdo con las fases de la misión en que puedan provocarse (abandono inicial de la misión por defectuoso despegue o por reentrada o arribada antes de lanzarse al viaje interplanetario hacia la Luna, o en cierta fase de ese viaje, o por

regreso de una misión felizmente cumplida en su totalidad).

Desde el despegue hasta el momento de salirse de la «órbita de aparcamiento» (para escapar hacia la Luna) podrá haber dos formas de «aborto de misión»: una asociada a los «abortos iniciales» al despegar o primera fase de elevación a órbita dentro aún de la atmósfera terrestre; y otra después de salir de las capas de densidad ponderable de la atmósfera, entrada a «órbita de aparcamiento» y permanencia en ella. Luego vendrán los casos de «aborto» al iniciar la trayectoria translunar, durante ese viaje interplanetario y al llegar a circunvalar la Luna, pero antes del aterrizaje en ella. Después de eso no hay «abandono de misión», sino el intentar y lograr nuevo despegue desde la Luna y el regreso a la Tierra, incluída la fase de reentrada y aterrizaje.

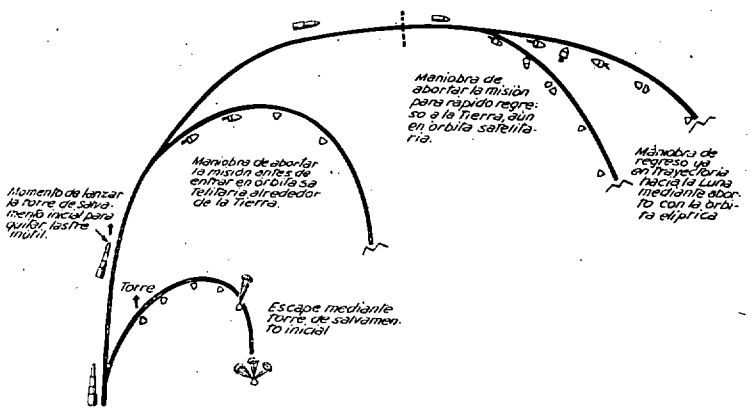


Figura 3.

En el primer caso de los que quedan señalados se emplea el procedimiento de separar la cápsula habitable (o sea el cuerpo o módulo de mando) del resto del ingenio total mediante la tracción de la «torre de salvamento» y escape (curva primera de la figura 3), análoga a aquella que lleva en su parte superior la cápsula «Mercury»; y el punto de impacto con tierra, pendiente de paracaídas, será función primordialmente del momento en que se efectuó la separación y se inició la caída, por lo que no será posible tener fijado de antemano exactamente cuál será ese punto (3). La zona posible se extenderá, pues, desde el punto de lanzamiento hasta aproximadamente unas 500 millas a lo largo de la proyección sobre la Tierra o el mar de la trayectoria de elevación del vehículo en su fase inicial, y esta región constituirá

(3) Para mejor comprensión de la figura 3 debemos aclarar que en la misma se insertan los tres casos posibles de «aborto de misión» (misión suspendida, abandono de continuarla por alguna contingencia o emergencia ocurrida).

La rama curva más baja se refiere a tener que abandonar el ingenio, que impulsa para el despegue y ascensión inicial, todavía dentro de la atmósfera. Aquel cuerpo de mando, en que dijimos iban los tripulantes, se separa del resto del ingenio total por un sistema de salvamento inicial «torre de salvamento» por el estilo de la que lleva en su cima el Proyecto «Mercury», que efectúa la separación mediante tres cohetes fuertes que tiran hacia arriba, mientras el gran impulsor sigue él solo su propia suerte. Cuando a la «torre de salvamento» se le terminan sus cohetes, todo ese tinglado que la constituye se separa y se va, sacando el paracaídas o paracaídas que lleva esa cápsula habitable o cuerpo de mando en su alojamiento superior, cayendo (puesto que todavía no se había salido del aire de la atmósfera) pendiente de ese o esos paracaídas y pudiendo, además (cuando aún está muy alto), frenar con los «motorcillos de frenado por reacción» en la caída hacia el suelo; esos mismos motorcillos que le hubiesen servido para frenar en la reentrada y en la aproximación a las capas densas en evitación de una «barrera del calor» de temperatura demasiado elevada al regresar, si la misión se hubiese llevado a feliz término.

La segunda rama curva que puede verse en la misma figura 3 se refiere a un «aborto de la misión» ocurrido poco antes de la entrada a la órbita satelitaria alrededor de la Tierra, que antes llamó el autor «situación de aparcamiento» (pretrayectoria de viaje hacia la Luna). En ese caso no puede efectuarse el «salvamento» de la cápsula habitable o cuerpo de mando mediante el mismo sistema anterior de la «torre de salvamento» porque esa torre se lanza cuando se sale de la atmósfera alta (pues ya sería solamente un lastre que estorbaría la subida y entrada a órbita satelitaria); por tanto, ya no se tiene esa torre de salvamento a mano. Pero se acude a un procedimiento de «volteo de la cápsula habitable» semejante al que también efectúa la cápsula «Mercury» para su entrada a órbita y posterior regreso a Tierra, y en esa forma efectúa su frenado para no continuar y para iniciar su caída en parábola; frenando su caída (al entrar a la atmósfera) mediante esos «motorcillos» de «frenado por reacción» a que hemos hecho referencia en el caso anterior, y luego, ya pasada la «barrera del calor», muy frenada su caída y en capas de aire bajas y densas, expulsa voluntariamente el

una zona preconocida de posible recuperación en una dirección determinada; y el punto de caída estará en *la senda terrestre de seguimiento,* muy próximo a ella a uno u otro lado. No obstante, las posibles variaciones en el azimut del lanzamiento exigirán formular unos planes para el apoyo de «recuperación» y salvamento en un área romboidal como la que se puede ver en la figura 4.

inicial a través de la atmósfera, y el paracaídas no tendría empleo posible fuera de la atmósfera). Por tanto, la separación de la cápsula de mando en que va la tripulación, respecto del resto del ingenio total, se efectúa empleando los motorcitos propios que posee dicha cápsula habitable (el cuerpo ya conocido hoy con el nombre de «Mercury»); los cuales motorcitos están destinados a este efecto y a *los fre-*

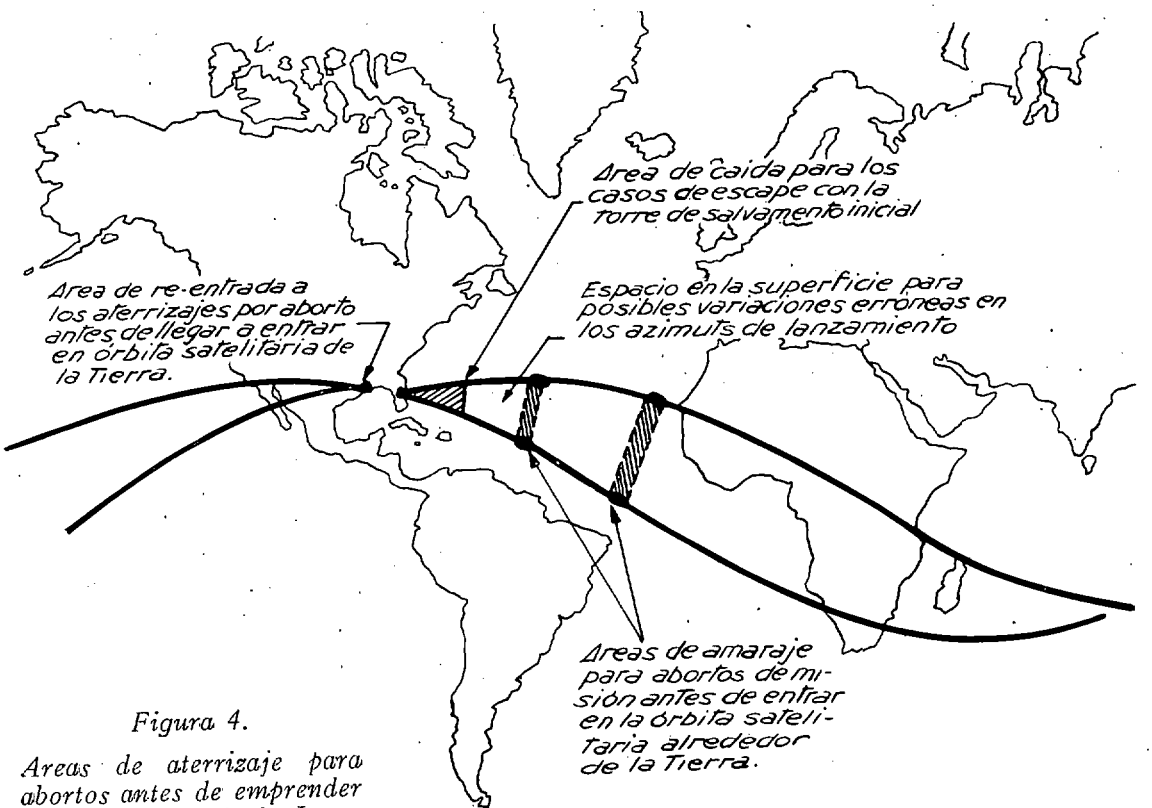


Figura 4.

Areas de aterrizaje para abortos antes de emprender trayectorias hacia la Luna.

Para los abortos de misión que se inicien después de haber abandonado la atmósfera (ya no se puede emplear el sistema de la «torre de salvamento» que separa la cápsula habitable de mando del resto del ingenio, ni tampoco el paracaídas, puesto que dicha «torre» se lanza para quitar lastre después de haber efectuado felizmente el despegue y la fase de subida

nados por reacción para el aterrizaje en la Luna o en la Tierra, como ahora ocurre (curva segunda de la figura 3). Y puesto que este impulso se puede ordenar desde a bordo, resulta posible obtener una considerable disminución de la distancia que haya que recorrer después del «aborto» para regresar a Tierra, y es lógico esperar que los posibles aterrizajes «previamente planeados» podrán ser reducidos a relativamente pocos lugares (posiblemente no pasen de dos zonas) en la senda terrestre, proyección vertical de la trayectoria que haya seguido el ingenio durante esa fase

paracaídas o paracaídas del depósito superior y termina su aterrizaje pendiente de ellos, como siempre. Las otras dos curvas restantes son para regresar ya una vez en pleno viaje hacia la Luna; más pronto por «aborto», o más tarde también por tener que abandonar la misión.

de elevación y entrada en órbita satelitaria de la Tierra o muy próximos a ella. Se espera que modulando la fuerza del «frenado por reacción» de aquellos motorcillos de a bordo, durante esa caída o reentrada podrá obtenerse un control adicional para el alcance en esa proyección de la caída sobre la superficie terrestre, con lo que se ayudará a restringir en cuanto a tamaño las áreas de aterrizaje prefijadas.

Para una dirección de lanzamientos dada, estas áreas, «previamente planeadas», de aterrizaje estarán situadas a lo largo de la senda o proyección sobre el suelo y el mar de la trayectoria del móvil en el espacio (como ilustran las áreas elípticas de la figura 4). Nuevamente, sin embargo, la posibilidad de variarse el rumbo de lanzamiento dictará la necesidad de tomar en consideración un área rectangular mayor al estudiar los oportunos planes. Asimismo, debido a que la situación del área será función del empuje disponible para el «frenado por reacción» en caso de «aborto de misión» y puesto que hasta ahora no se conoce con certeza hasta qué grado se podrá llevar ese «frenado», la figura no recoge ni la situación precisa del alcance ni el número exacto de estas zonas de aterrizaje.

Si después de entrar en la órbita satelitaria alrededor de la Tierra (la llamada «órbita de aparcamiento») y alcanzar en ella la velocidad de satelización que permitirá permanecer girando allí todo el tiempo que se necesite para preparar «el escape hacia la Luna» (mediante una nueva impulsión en un punto y momento dados) se decide efectivamente lanzarse a la trayectoria translunar, parece oportuno destinar una zona prefijada de posibles aterrizajes cerca de la proyección vertical del final de la primera vuelta en órbita satelitaria, y dado que el azimut de «escape» puede ser variable, es posible que también existan variaciones en la proyección de la trayectoria que en el espacio siga el vehículo espacial al final de la primera vuelta (sólo después de varias vueltas se normalizan las órbitas satelitarias). No obstante, todas las sendas convergirán y pasarán a través de una área común en la parte meridional de los Estados Unidos, entrando en ella desde el Pacífico (fig. 4). Por ello sería conveniente el establecimiento de una zona planeada de aterrizajes en dicha región, tanto para la ayuda en ciertos casos de «abortos» como para los aterrizajes finales de las misiones cumplidas con éxito. La aproximación para esos aterrizajes (entrando desde el Sur-Oeste por el Pacífico hacia el Nor-Este) se aprovechará de las ventajas provenientes de las «instalaciones de seguimiento» que existen en aquellas regiones occidentales a los Estados Unidos.

Además de las áreas planeadas de aterrizaje que acabamos de tratar, puede que se necesite cierta capacidad de recuperación en zonas eventuales dentro de los límites de las proyecciones de las trayectorias seguidas por esas naves espaciales; trayectorias seleccionadas en último extremo para las tolerancias aceptables en el error del azimut de lanzamiento. Esta necesidad depende de la seguridad que ofrezca el sistema de control del vehículo en vuelo, y el empleo de múltiples órbitas alrededor de la Tierra aumenta el área total que requiere el apoyo eventual de recuperación.

Hasta llegar al punto y momento de efectuarse el impulso que decide la salida de *la órbita de aparcamiento* y el emprender la trayectoria hacia la Luna, la recuperación (tras la reentrada y caída hacia la Tierra) es similar completamente a lo que se ha hecho para el regreso de la cápsula «Mercury» tripulada por el Teniente Coronel Glenn y para lo que se hará en los siguientes vuelos que se preparan dentro de este Programa «Mercury».

La variación del azimut de los despegues desde la Luna para el regreso a la Tierra es otro nuevo factor en estas misiones lunares; sin embargo, los problemas adicionales de recuperación que tras el aterrizaje o amaraje en la superficie de la Tierra (al regreso) se plantean, están compensados en cierto modo por el aumento de la capacidad de controlar desde a bordo el alcance de que se dispone mediante el empleo de aquellos motorcillos de «frenado por reacción» a que repetidamente hemos hecho referencia.

Para escapar de la órbita satelitaria de aparcamiento, en que el vehículo gira a una velocidad satelitaria de unos 8 km/seg. y marchar hacia la Luna, la nave espacial necesita acelerar hasta unos 11 kilóme-

tros/segundo (4). A partir de ese momento de «escape», la nave sigue una senda o trayectoria balística (sin nueva impulsión, bajo la «energía cinética» o «fuerza viva» de la velocidad acumulada). Esta trayectoria será balística hasta la proximidad de la Luna e invariable; salvo durante alguna corrección eventual que ocasionalmente pueda necesitarse y que se efectuará por medio de los recursos que (por sistema de reacción de a bordo) se le puede introducir al curso del vehículo. De esto se deduce que para esta fase de las misiones lunares será necesario formular también planes de recuperación del cuerpo de mando (para casos de «aborto de la misión») en las siguientes situaciones:

a) Durante la fase de aceleración para escapar hacia la Luna cuando todavía la velocidad es suficientemente baja para poder obligar al móvil a violentar su trayectoria y regresar hacia la atmósfera terrestre en un retorno que podríamos llamar prematuro (curva tercera de la figura 3).

b) Cuando la velocidad en el momento del «aborto» sea ya tan altamente acelerada que la propulsión disponible a bordo (para control de maniobra) no baste para obligar a un retorno inmediato y sea necesario acudir a una órbita elíptica, la cual, a su vez, permitirá después alcanzar un punto escogido de reentrada a la atmósfera terrestre, al que se llegará varias horas más tarde (esta situación incluye ya un trozo de la trayectoria translunar recorrido). (Curva cuarta de la figura 3.)

c) Cuando no sea posible utilizar la fuerza de control o mando de a bordo (dada la naturaleza de la emergencia que obliga a abortar la misión) y haya que aceptar una reentrada balística procedente de un retorno libre (sin control).

En quella primera situación (a), dando por sentada una impulsión añadida de dirección Sureste y dependiendo de la capacidad de propulsión de a bordo el lograr el «aborto», lo más pronto que podría llevarse a cabo un aterrizaje sería en una zona fuera de la costa Oeste de Africa. El control de la autonomía (alcance), por medio de la graduación del «frenado por reacción» durante la reentrada (fig. 4), puede permitir acortar el aterrizaje y efectuarlo en la costa Este de Africa (probablemente más conveniente que en el interior), o no frenar y alargarlo así hasta el Océano Indico.

En cualquier caso es posible fijar también un área (o serie de áreas) para el azimut de lanzamiento y sus posibles variaciones destinadas a la recuperación del vehículo en estos casos y situaciones. No obstante, si las circunstancias que aconsejen o que obliguen al «aborto de la misión» no imponen un retorno lo más corto posible hacia la atmósfera terrestre, los procedimientos de variación de trayectoria pueden entonces aprovecharse de forma que resulte posible utilizar la zona de recuperación señalada en los Estados Unidos para finales normales de regreso (de aquellas otras misiones cumplidas totalmente con pleno éxito). En este caso y para esta fase del planeamiento parece razonable apoyar este momento del «aborto», no solamente con la capacidad de recuperación de un final normal y feliz de misión cumplida, sino, además, con un área eventual preseleccionada en la región Africa-Océano Indico, a fin de poderla utilizar en el caso poco probable de que sea necesario intentar el regreso a la Tierra en el mínimo plazo de tiempo posible...

Si en ese mismo caso de iniciarse el «aborto de misión» durante el proceso ya muy avanzado de la aceleración para escapar hacia la Luna, no resultase práctico gastar mucho impulso de las reservas de a bordo para obtener un inmediato retorno a nuestra atmósfera, tal reserva de propulsión disponible puede utilizarse para establecer alguna trayectoria elíptica (curva cuarta de la figura 3), que en su final se convertiría en una reentrada por el corredor que conduce a los aterrizajes en medio del Pacífico, o muy separado de ese lugar y muy próximo a la costa Oeste de los Estados Unidos. El tiempo necesario para alcanzar en estos casos el punto de reentrada a nuestra atmósfera será función del grado en que aquella aceleración (para provocar el «escape» a la órbita de aparcamiento y emprender el verdadero viaje

(4) La velocidad de escape, a la altura de aquella órbita de aparcamiento, será menor que la que haría falta para escapar directamente desde el nivel del mar a ras del suelo, puesto que a aquella distancia a la Tierra la atracción de ésta (o fuerza de la gravedad) es ya mucho menor a causa de esa distancia.

hacia la Luna) hubiese ya progresado; o caso de haberse obtenido todo el incremento necesario para escapar hacia ella y encontrarse en el comienzo de la trayectoria translunar, el tiempo necesario para el retorno a nuestra atmósfera será entonces función de aquel otro tiempo transcurrido desde que se verificó el «escape» hasta que se impuso el «aborto».

En el caso de un «aborto o renuncia a continuar la misión», varias horas después de hallarse viajando hacia la Luna en plena trayectoria balística, el tiempo mínimo de regreso puede exceder de un día entero (5). El momento de reentrada a la atmósfera terrestre y el punto en que se verifique serán también función del propósito o elección del lugar de aterrizaje que se prefiera entre aquéllos que se presenten como posibles; pero sólo hasta el límite en que se deba y se pueda acortar la trayectoria de retorno con el fin de que la Tierra pueda girar a su vez hacia una posición lo más semejante posible a la que hubiese encontrado la trayectoria normal de reentrada al final de una misión completada con pleno éxito. Por ello, la elección de un área de aterrizaje en la parte Sur-Este de los Estados Unidos puede necesitar un plazo de cinco o seis horas más que un retorno desde el mismo punto y momento de «aborto» si se elige un área próxima a Hawai en pleno Pacífico. Nos vuelve a parecer realizable la recuperación de la mayoría de los «abortos» (durante esta fase que consideramos) en el área de aterrizaje señalada como final normal de la misma. Sin embargo, pudiera resultar aconsejable disponer de unas cuantas zonas para alternativas espaciadas convenientemente alrededor de la Tierra; para que los «abortos de misión» en que se imponga un tiempo mínimo de retorno dispongan siempre de varias apropiadas zonas de aterrizaje entre las cuales poder elegir.

Estas áreas para alternativas podrían también servir como emplazamientos de aterrizaje de emergencia para el caso en que el principal (en que se halla fijada la toma de tierra normal) estuviese cerrado debido al mal tiempo reinante allí. Una o dos de estas zonas podrían ser destinadas *al apoyo de recuperación previsto;* las otras entrarían en la categoría de áreas preferentes de *recuperación de contingencia.*

Por último diremos que la tercera situación de aquellas tres (a, b, c), que habíamos señalado, aquélla en que la naturaleza del «aborto» obliga a tener que aceptar un retorno a la Tierra en «trayectoria libre», no deja lugar a la elección de una zona de aterrizaje, excepto lo que se pudiese conseguir haciendo uso (si funcionan) de la capacidad de acortar el alcance

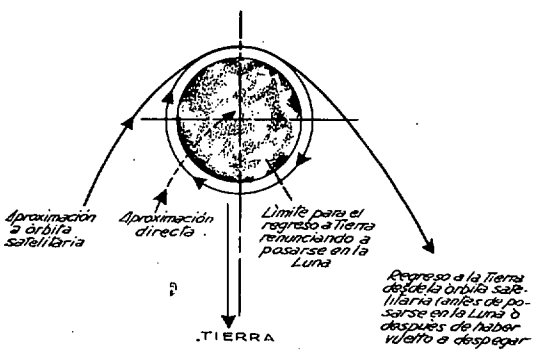


Figura 5.

de la caída balística del vehículo mediante los motorcillos de «frenado por reacción» durante la fase final de reentrada a las capas atmosféricas. Las posibles áreas de aterrizaje en una tal situación y caso tendrían que ser casi ilimitadas y no se pueden tener en cuenta en un planeamiento (pensando el alcance correspondiente a todas las posibles circunstancias durante el proceso de la fase de escape hacia la Luna y toda la parte media de la trayectoria hacia ella). Por otra parte, esa circunstancia de quedarse sin capacidad de control debe considerarse como muy poco probable de ocurrir dada la gran seguridad que debe ser factor inherente en un proyecto de nave espacial para misiones lunares; pero desde el punto de vista de la recuperación debe contarse con la posibilidad de que esto ocurra.

(5) Nota de R. de A. y A.—Recordaremos que con las velocidades actuales la distancia Tierra-Luna se suele recorrer en poco más de dos días.

5. Operaciones cercanas a la Luna y regreso normal.

La trayectoria de aterrizaje en la Luna debe ser proyectada de tal modo que proporcione la posibilidad y capacidad de renunciar al aterrizaje a última hora por alguna causa que lo imponga o aconseje, y en tal caso aparece como realizable una maniobra consistente en rodear la Luna como satélite suyo y no llegar a efectuar la salida de esa órbita satelitaria (que viene a ser una órbita también de aparcamiento semejante a aquella otra preliminar alrededor de la Tierra) para posarse en la superficie lunar (fig. 5). Dando vueltas en ella se

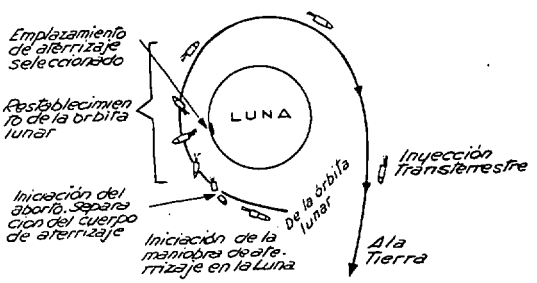


Figura 6.

Caso de decidir no posarse en la Luna estando ya alrededor de ella.

decide el aterrizaje en la Luna o se determina el «aborto» de tal aterrizaje y se efectúa (en el punto y momento debido) el darle al vehículo un impulso que provoque la aceleración necesaria para lograr la «velocidad de escape» a la Luna en dirección conveniente hacia la Tierra. La figugura 6 muestra un posible caso de "aborto" de la fase de aterrizaje en la Luna, dando un giro alrededor de ella y posterior escape hacia la Tierra.

Dado que un despegue desde la superficie lunar y un regreso normal hacia la Tierra impondrán probablemente una situación de paso intermedia en que se establezca una órbita satelitaria alrededor de la Luna, existe la suficiente similitud entre *la órbita de aparcamiento* a la llegada a la Luna, y ésta otra, también de «aparcamiento», tras el despegue desde la Luna para permitirnos tratar esos dos casos al mismo tiempo (fig. 2).

El planeamiento de la «misión de regreso» tendrá que considerar la llegada a una base señalada en la Tierra con una dirección de reentrada determinada, tanto para circunstancias de circunvalación de la Luna sin haber llegado a posarse en ella como habiendo llegado a hacerlo y vuelto a despegar desde ella. Al abandonar (tras el despegue y giro en órbita satelitaria alrededor de la Luna) esta *órbita de aparcamiento* previo y dada la flexibilidad que significa el poder permanecer girando en ella para elegir el momento y situación exacta de abandonarla, parece razonable que puedan hacerse ajustes del orden de varias horas (en el error tolerable del cálculo) para la conducción, durante el curso medio del regreso, sin incurrir en una grave falta de combustibles para la fase final de ajustar la reentrada y el «frenado por reacción» para aterrizar. (Podrían ser posibles ajustes más exactos si se inician en el punto elegido para efectuar *el escape* desde la órbita satelitaria de aparcamiento alrededor de la Luna para emprender el regreso.)

Asimismo, el control del "alcance de la reentrada", proporcionado por la graduación o modulado del "frenado por reacción", tolera o perdona también algún error, tanto en cuanto al momento como en cuanto a la posición o punto de la reentrada; y ayudará a lograr un lugar de aterrizaje terrestre próximo al deseado.

Se estima que el vehículo espacial que se está considerando, dispondrá, por lo menos, de un margen de varios miles de kilómetros para su "control de distancia respecto al alcance" a su disposición (fig. 7). Como ejemplo de la capacidad de ajuste citada, pensemos en una llegada a la Tierra con una hora de retraso. El aumento del "alcance" recorrido durante la reentrada (que viene a ser equivalente a una hora de rotación de la Tierra), permite a la nave espacial alcanzar la misma área de aterrizajes previamente escogida; y podrá disponer también de cierto margen de control para traslación lateral en cuanto a dirección de aterrizaje. La suma de flexibilidad en cuanto al tiempo, así obtenida, depende, desde luego, de la capacidad de control en alcance que posean los sistemas de a bordo del vehículo. Por otra parte, no parece factible, por ahora, proporcionarle suficiente capacidad de variación en

cuanto al momento de regreso para permitirle siempre el poder efectuar el aterrizaje en el mismo emplazamiento principal. Y al propio tiempo, no parece práctico limitar el planteamiento de la misión translunar a un programa de regreso sin flexibilidad ni capacidad de elección del punto de aterrizaje.

La combinación práctica sería, una serie de emplazamientos de aterrizaje alternativos, apropiadamente espaciados alrededor de la Tierra; con lo que se podría siempre alcanzar alguno de ellos al regresar de la Luna, sin que importe, por tanto, el momento de iniciar (allá en nuestro satélite natural), la trayectoria de regreso a la Tierra. Lo ideal sería que estos emplazamientos alternativos ofreciesen las mismas características que el principal, excepto en lo que a su posición relativa en la Tierra se refiere. Sin embargo, no parece que exista ninguna causa que impida que estas áreas de aterrizaje alternativos, sean las mismas puestas en servicio para el tipo de *regreso no inmediato* de los "abortos" antes considerados; los cuales tengan *apoyo de recuperación* fijo o eventual, dependiendo, esto último, de la consideración detallada de las posibilidades, a medida que progrese el proyecto.

Lo que discutiremos a continuación, proporcionará cierto conocimiento de la envergadura del *problema de la recuperación* tras una misión lunar, simplemente con la exposición de varios tipos de las áreas de aterrizaje posibles durante una misión. La dependencia de dichas áreas de recuperación en los detalles del planteamiento de la misión, no puede ser exagerada. De igual modo, debe aceptarse que la dificultad de cubrir algunas de las zonas de recuperación, tenga una influencia decisiva en el planteamiento de cada misión. Por ejemplo, el gran incremento de la dimensión en cruz del área de aterrizaje (asociada con los abortos iniciados después de abandonar la atmósfera terrestre, pero antes de alcanzar la velocidad de satelización alrededor de la Tierra, a causa de errores producidos en la dirección de lanzamiento) pudiera muy bien ser considerada como motivo razonable para limitar la extensión que deba darse a esa variación del azimut de lanzamiento. La importancia de tales consideraciones puede cambiar durante el curso del programa de la misión lunar, al hacerse evidente la seguridad del sistema de control del vehículo espacial y la probabilidad de emplear ciertas áreas de aterrizaje en los casos de "aborto" de la misión a alturas lo bastante bajas todavía como para garantizar que bastará la capacidad del tipo de recuperación eventual en esas áreas.

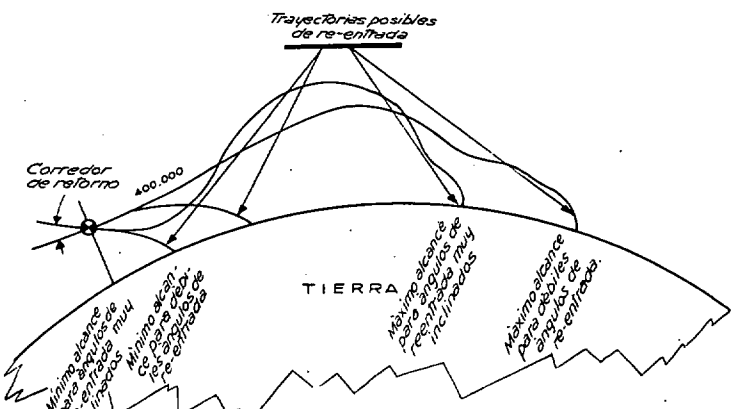


Figura 7.

Control de alcances mediante modulación de elevaciones al efectuar la reentrada (rebotes y planeos).

6. Planeamiento avanzado de recuperación.

Las áreas de aterrizaje que acabamos de considerar pueden resultar muy extensas, dependiendo del resultado de los varios cambios que faltan por introducir en apoyo del planeamiento general de la misión y de la seguridad del vehículo de vuelo que finalmente se obtenga.

Con independencia del resultado final y del equilibrio entre la distribución de la fuerza de recuperación planeada y la eventual

que podrá ser necesaria, resulta oportuno, en este momento, comentar brevemente los siguientes puntos generales que necesita un *planteamiento avanzado*, por quienes están interesados en la recuperación.

a) Técnicas de localización y recuperación.

b) Influencia de las consideraciones de recuperación en el proyecto de la nave espacial y en el procedimiento de aterrizaje.

c) Criterio en la elección de los emplazamientos de aterrizaje.

d) Operaciones de salvamento en pleno espacio.

7. Técnicas de localización y recuperación.

Si la nave espacial tiene capacidad de controlar el punto de reentrada a la Tierra, y el "alcance de esa reentrada", para poder obtener las posiciones deseadas del aterrizaje, el problema de la "localización" del vehículo queda muy simplificado. Esta afirmación es exacta con tal que la misión se lleve a cabo de acuerdo con el plan establecido; no obstante, la esfera de acción general de las áreas de aterrizaje de las que hemos tratado anteriormente, comprende también zonas de aterrizaje para abortos de misión, las cuales, y debido a la flexibilidad posible de la misión, cubren una extensa área y por ello presentan un considerable problema de "localización" y, en consecuencia, de "recuperación". Además, la capacidad que permite aterrizajes normales, es decir, el control del alcance de reentrada con la modulación del "frenado por reacción", puede complicar la predicción exacta de la posición de aterrizaje, dentro de esas zonas destinadas a los abortos de misión. El problema se complica aún más por la necesidad siempre existente de tomar en consideración un acontecimiento imprevisto que pudiese obligar a la nave espacial a tomar tierra en cualquier lugar de la superficie terrestre. Por ello, es necesario poseer un medio que permita "localizar" rápidamente su posición en la superficie terrestre, incluso aunque la información sobre el aterrizaje sea confusa.

En el Proyecto "Mercury", la fase de "localización y recuperación" depende de una red de estaciones de seguimiento y de comunicaciones que proporcionan una noticia del aterrizaje de suficiente precisión para que el helicóptero de salvamento pueda ser previamente colocado dentro del alcance de contacto electrónico y guiado final por medio de aparatos de "localización" (tipo "Sonar") hacia el contacto visual con la cápsula espacial. Esta técnica se ve favorecida por el hecho de que la cápsula espacial "Mercury" sigue en todos los casos una trayectoria de aterrizaje bastante siemple y se posa muy cerca de la senda de seguimiento terrestre.

Es posible que la misión lunar no cuente con una extensa red terrestre de seguimiento para el apoyo a cualquier aterrizaje después de un aborto de misión; y, por tanto, la nave espacial deberá ser dotada de un sistema de señalar su posición exacta tras el aterrizaje de gran alcance; ayudada con otros medios alternos. El desarrollo de técnicas de "localización" en dirección y distancia seguras, precisas y de gran alcance, al mismo tiempo que económicas (para dotar a las estaciones de a bordo y a las terrestres), es una de las necesidades principales de las operaciones de "recuperación" para las misiones lunares.

La recuperación de la nave espacial, al término de la misión lunar, puede tomar varias formas que dependen de la situación del aterrizaje. En las áreas planeadas de aterrizaje para las misiones abortadas, áreas que en caso necesario pueden ser en zonas del océano, podría proporcionarse probablemente el número suficiente de barcos de recuperación para permitir un razonable espacio de tiempo de llegada y rescate después del aterrizaje, a pesar de que el peso y tamaño del cuerpo de mando habitable del vehículo espacial, presentará una carga y un trabajo bastante delicados. Asimismo y debido a la poca velocidad de los navíos, se necesitará un gran número de barcos para permitir cortos espacios de tiempo de rescate y salvamento en estas zonas. Serían muy convenientes nuevos avances en el arte de la "recuperación" y se mencionan con posibilidades de desarrollo medios tales como barcos de rastreo, aviones de despegue vertical (VTOL) de gran autonomía y helicópteros potentes para la recuperación desde el aire. Estos últimos parecen ser los mejores, debido a que combinan las ventajas de buena velocidad que les permite acudir rápidamente y la posibilidad de localización "Sonar" y suspensión como grúas volantes

de esas cápsulas o cuerpos de mando en que se halla la tripulación de la nave espacial.

8. Influencias de las consideraciones de recuperación en el proyecto de la nave espacial y en la modalidad del aterrizaje.

La nave espacial para "una misión lunar" debe poseer características compatibles con su regreso en tierra firme y en el mar. Puntos básicos tales como la flotabilidad y estabilidad en el agua, larga permanencia en ella, las fuerzas de choque contra la superficie y la dinámica, son de suma importancia en las consideraciones orientadas a la "recuperación" al proyectarse la nave. Las cargas de aterrizaje (choque) y la dinámica (robustez), están fuertemente influenciadas por el método de tal aterrizaje. Las tres modalidades que consideramos para el cuerpo de mando habitable, han sido ya tratadas anteriormente. La figura 8 ilustra dos de las posibles modalidades; una está constituída por un "racimo" de tres paracaídas convencionales, y la otra por un planeador-paracaídas. La tercera modalidad es una variante de la primera, en la que dos de los paracaídas son de "planeo gobernado", con lo que se obtiene la posibilidad de un guiado limitado y de una translación horizontal. Todas estas modalidades tienen características apreciables y es de suponer que valdrá la pena dedicar un gran esfuerzo a la obtención de un sistema único que reúna las mejores características de esos tres. Es conveniente, sin embargo, hacer algunas comparaciones de las tres modalidades, con relación a los siguientes factores: efecto del terreno, de las condiciones meteorológicas y de la facilidad de poder maniobrar durante el aterrizaje.

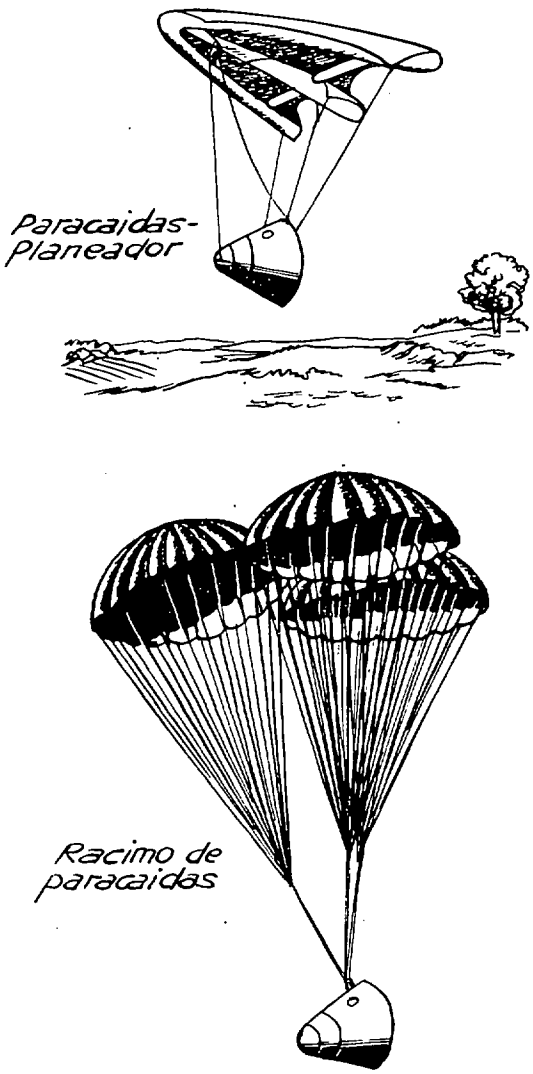


Figura 8.

Estas tres soluciones de aterrizaje pueden ser perfeccionadas hasta que sea posible conseguir un aterrizaje aceptable en una superficie preparada al efecto y bajo buenas condiciones meteorológicas, ya que de otro modo no se tomarían en consideración. Cuando el terreno o el tiempo empeoran, las probabilidades de un aterrizaje aceptable también disminuyen. Seguramente que las soluciones de "descenso vertical" podrán permitir aterrizajes aceptables sobre una amplia extensión de terreno o en el mar, a pesar de que el paracaídas convencional deja el sistema vulnerable a los efectos del viento, lo que puede producir velocidades horizontales de aterrizaje demasiado marcadas y, como consecuencia, fuerzas o choques indeseables. El *paracaídas gobernado* permite superar en cierto grado los efectos del viento, y esta ventaja se hace mayor aún con el *planeador-paracaídas*. Sin embargo, este último se muestra más vulnerable al terreno inadecuado y a las malas condiciones meteorológicas, y en cierto modo sería (como ocurre con los aviones en que los aterrizajes en terrenos escabrosos o en condiciones meteorológicas adversas o en aterrizajes nocturnos, son peligrosos) y pueden sufrir caídas por pérdidas de velocidad inaceptables. Los descensos con paracaídas parecen ser menos

vulnerables a las condiciones de escasa visibilidad, que la solución de descenso planeado. Debido al gran número de posibles áreas de aterrizaje, las probabilidades de que en todas ellas se goce de buenas condiciones meteorológicas, son muy pequeñas; y, por tanto, es conveniente que el sistema de aterrizaje posea las mayores garantías de seguridad, en la eventualidad de esas malas condiciones atmosféricas.

La facilidad de poder maniobrar durante el aterrizaje, parece ofrecer ciertas ventajas para evitar peligros locales, al reducir la influencia del viento en la dinámica de la toma de tierra (maniobrando dentro del viento relativo) y al permitir corregir la posición para posarse en un punto determinado. La modalidad de planeo podría proporcionar todas esas ventajas. La posibilidad de alcanzar el punto de aterrizaje deseado, es función de la precisión del sistema de conducción de a bordo durante la fase de reentrada, y de dicho sistema unido a la capacidad de maniobra durante la fase final del descenso. La importancia de esta última fase, depende, desde luego, de la precisión obtenida durante la fase anterior de reentrada, y de la importancia que se conceda a la facilidad de maniobra hasta el lugar de aterrizaje. No se conocen aún cifras seguras de la precisión del sistema de conducción y, probablemente, sólo se sabrán cuando en su desarrollo se hayan llevado a cabo las correspondientes pruebas. El deseo de aterrizar en un punto exacto, impone la necesidad de contar con cierta aptitud de planeo y maniobra; y quizá también con el hecho de poder corregir el punto (escogido-calculado) antes de la reentrada, teniendo en cuenta la deriva que imponga el viento durante la fase final del descenso. Pero, sin embargo, si la conducción en la reentrada es de precisión, la necesidad de poder maniobrar durante la siguiente fase final puede simplificarse mucho, eligiendo un emplazamiento de aterrizaje de dimensiones compatibles con la precisión de aquel sistema de conducción durante la fase de reentrada. Resulta, pues, evidente, que la elección del método de aproximación y de aterrizaje, tienen importantes implicaciones en lo que se refiere a los detalles de cómo ha de completarse la misión; y, en particular, con respecto a las exigencias de la precisión de dicha conducción y de los sistemas de control durante la fase final (aterrizaje).

9. Criterio en la elección de los emplazamientos de aterrizaje.

El planeamiento actual de la misión de aterrizaje en la Luna, exige que la nave espacial pueda posarse en superficie sólida. Sin embargo, deberá poder realizarlo en el agua, debido a la posibilidad de un "aborto de la misión" en sus principios o a cualquier otra anormalidad. Se muestra preferible la modalidad de aterrizaje en tierra siempre que sea factible con respecto a los emplazamientos de alternativa; sin embargo, no deberán menospreciarse las ventajas que puedan obtenerse de los emplazamientos en el agua. Se consideran adecuados para el criterio en la elección del emplazamiento de aterrizaje, los siguientes factores: disponibilidad de instalaciones de seguimiento y comunicaciones; predominio de buenas condiciones meteorológicas; terreno y situación adecuados.

Existirá el deseo de seguir bien desde la superficie a la nave espacial durante su "reentrada" (si ello es posible), particularmente durante la fase final de la trayectoria de reentrada, después que la nave espacial surja de la total oscuridad. Esto último es necesario para establecer la posición de la nave y comunicársela tanto a la tripulación como a las unidades encargadas de su recuperación. La necesidad de magníficas comunicaciones es evidente.

La naturaleza de la *misión de aterrizaje en la Luna* es tan compleja que todas las limitaciones deben ser eliminadas hasta donde sea posible. Las condiciones atmosféricas en el emplazamiento de aterrizaje terrestre para el regreso, parecen ser una limitación que puede eliminarse virtualmente con la cuidadosa selección del emplazamiento, de modo que exista una probabilidad muy alta de que las condiciones meteorológicas sean aceptables. Es también importante, aunque en menor grado, que las condiciones meteorológicas a lo largo del dispositivo terrestre de seguimiento hasta el emplazamiento de aterrizaje, e incluso una vez rebasado éste, sean tenidas en cuenta; debido a las posibilidades de quedarse corto o de sobrepasarlo. Es posible que sean necesarias ciertas áreas de aterrizaje alternativas en la parte oscura de la tierra (noche) y deberá ser realizable el aterrizaje seguro en condiciones de mínima visibilidad.

Consideraciones sobre el proyecto de varios misiles dirigidos aire-aire soviéticos

Valoración de cuatro armas mostradas en la Exhibición Aérea de Tushino el 9 de julio de 1961.

Por D. J. RITCHIE
(De *Aircraft Engineering.*)

Los detalles fotográficos de varios aviones y misiles que se hicieron públicos con ocasión de la Exhibición Aérea Soviética celebrada el 9 de julio de 1961 en el aeropuerto de Tushino han aportado la base para iniciar una valoración de las armas cohete aire-aire soviéticas. Estos datos fotográficos, unidos a ciertos libros de texto rusos y asimismo a la evidencia del interés mostrado por los soviets en los misiles dirigidos de las Potencias occidentales, como lo indica la literatura traducida del inglés al ruso (1), ha conducido a esta breve valoración de su labor en este campo.

En el texto que sigue se darán los resultados de un simple análisis de varios sistemas de armas aire-aire soviéticos, junto con la comparación de productos occidentales parecidos. Esto se simplifica, desde luego, por el hecho de que la mayoría de las comparaciones se hacen con sistemas antiguos, que no son un secreto y bastante bien conocidos. Por ejemplo, unos cuantos de los sistemas exhibidos parecen haber sido copiados de viejos proyectos occidentales.

Para dar un cálculo de las probables características de actuación del sistema, los datos numéricos de este trabajo, excepto donde se documente, se han obtenido usando principios fundamentales de ingeniería. Estos cálculos son de la completa responsabilidad del autor, y se considera que representan bastante razonablemente los sistemas reales soviéticos examinados.

Para resolver el problema en forma lógica se emplean las ideas fundamentales soviéticas en el proyecto de sistemas de guiado de misiles aire-aire como base para los cálculos del conjunto del sistema de Armas. Se estudia el proyecto de cuatro de los principales misiles dirigidos aire-aire soviéticos, junto con una descripción del avión que los lanza en un intento de calcular las características de los mismos.

Guiado de misiles soviético.

El primer vuelo de un avión ruso por control remoto o teledirigido tuvo lugar en 1926 en Leningrado (2). En 1933-34 se construyó y fué probado un avión sin piloto, el PO-2, y en 1937 los rusos fabricaron y lanzaron al aire un vehículo con alas, sin piloto, controlado por un piloto automático y de propulsión cohete por cumbustible líquido, al que designaron con el núm. 212 (3). Después de la segunda guerra mundial, los rusos explotaron y adoptaron la labor de guiado de misiles de varios equipos de científicos "importados" a Rusia con ese propósito.

Desde la segunda guerra mundial, el interés soviético en el guiado de misiles ha sido continuo hasta nuestros días. Mantienen una estrecha vigilancia de la tecnología extranjera, y en muchos casos esto ha conducido a obtener excelentes documentos sobre la situación actual del mundo occidental en la técnica de los misiles. Por el contrario, los datos de ingeniería sobre los desarrollos en cohetes de los soviets son extremadamente limitados, y por ello requiere el estudio de desarrollos paralelos para determinar sus probables progresos (5).

Muy recientemente los rusos han analizado el problema del misil antimisil en un pequeño folleto "Misil contra misil" (6). Este estudio reúne toda la literatura disponible sobre la materia, y abarca con bastante ex-

tensión los problemas de guiado y control; sin embargo, las fuentes de información que emplean no son soviéticas.

Para responder al reciente interés de los rusos, hace poco ha aparecido un libro de texto en Rusia que cubre todo el campo de la tecnología del guiado de misiles (7). Este libro, escrito por Lev Solomonovich Gutkin, fué publicado por la Prensa de la Radio Soviética en 1959 para servir como texto a los alumnos de un curso avanzado de instructores e ingenieros de radio. El autor indica que el libro puede ser usado por grupos de estudios especializados, interesados en las materias de control por radio y guiado de misiles. Este libro trata con profundidad de todas las fases del diseño de sistemas de guiado. Gutkin emplea una amplia bibliografía indicando que ha tomado datos de fuentes norteamericanas, inglesas, alemanas y soviéticas relacionadas con esta materia.

Los sistemas de guiado de misiles, según Gutkin, se caracterizan, en general, por el diagrama esquemático que muestra la figura 1, La naturaleza de circuito cerrado de estos sistemas se hace evidente en el diagrama. El "sensor" de guiado emplea usualmente radar, radiación infrarroja o luz visible bajo la forma de una imagen de televisión, para determinar la relación relativa del objetivo con respecto al misil. Esta información se pasa después a un calculador de guiado, el cual determina el movimiento necesario para que el misil dé en el blanco. El trabajo de este dispositivo reviste, generalmente, la forma de una orden de dirección que va después al sistema para obtener el movimiento deseado. A su vez, el movimiento está dirigido por el "sensor" de guiado y el circuito se cierra.

Guiado por radio.

En los misiles aire-aire se emplean tres sistemas de guiado: radiodirigido, de conducción por haz de radar y de guiado interno. En el tipo radiodirigido, el "sensor" de guiado y el calculador están generalmente separados del propio misil, transmitiendo a éste las órdenes de dirección por medio de un enlace de radio. En ciertos casos, el operador humano puede usar un telescopio o un sistema de televisión para el seguimiento del misil en primer lugar y para dar la orden a los controles del misil después. Otros sistemas de guiado por radio más complicados pueden emplear el seguimiento por radar del misil y objetivo; los datos de seguimiento y de velocidad son introducidos en un computador que calcula la acción óptima del misil y transmite a éste las órdenes necesarias. Este sistema, de bastante complejidad, funcionará sin operador humano en el circuito. Gutkin trata de los sistemas de guiado por

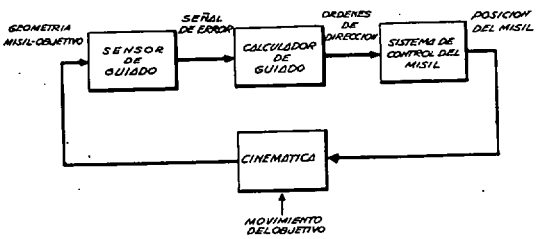


Figura 1.

Diagrama esquemático generalizado de los sistemas de guiado de misiles aire-aire.

radio con cierto detalle y sugiere que la cámara de televisión vaya colocada en el morro del misil para que, desde su ventajosa posición, transmita al puesto de mando un primer plano del objetivo (8). Las órdenes son transmitidas entonces al misil por el operador que supervisa el monitor de televisión. Se señala, sin embargo, que la gran anchura del canal de televisión necesario para este tipo de sistema sería muy susceptible a los parásitos y a las interferencias.

Guiado por haz de radar.

En este sistema de guiado, el "sensor", mostrado en la figura 1, está situado en el misil y deriva sus señales de error por la posición del misil en un haz de radar dirigido al objetivo por un sistema exterior. El "sensor" puede ser un dispositivo comparador de amplitud que compara la señal recibida desde las antenas situadas en costados opuestos del misil. Cuando las señales están equilibradas, el misil está centrado en el haz. Esta modalidad de guiado conduce a una reducción del equipo de a bordo del misil, pero, en cambio, grava claramente el sistema de dirección de haz. Por ejemplo, cuando el haz de radar es producido por el avión que lanzó el misil, dicho avión deberá continuar dirigiendo al misil con el haz hasta que éste alcance o falle el blanco.

Guiado interno.

Gutkin hace un detallado examen del guiado interno, resaltando la importancia del radar tanto activo como pasivo. En este tipo de guiado el "sensor" de la figura 1 puede ser un radar semiactivo o activo, o un dispositivo pasivo de rayos infrarrojos, estando alojado en el propio misil. Escudriñando con un estrecho haz de radar se puede obtener en forma de voltaje, la posición de un objetivo situado enfrente del sistema. Las técnicas de escudriñado cónico y de desviación de señales de error procedente de la señal de modulación resultante, son tratadas con todo detalle por Gutkin (9). Calculando la desviación del haz durante el escudriñado se obtiene una característica de busca que proporciona una energía de voltaje como función de la posición angular del objetivo con respecto al eje de escudriño. La información de la fase de la cubierta de modulación proporciona la posición meridiana del objetivo con respecto al misil.

Material del sistema de guiado.

Como es de suponer, se han hecho públicos muy pocos datos sobre el material real del sistema de guiado soviético. No obstante, descrito con todo detalle en la literatura rusa, aparece el viejo sistema alemán de guiado por radio Kehl-Strasburg. Este equipo fué dado a conocer por el Capitán V. M. Volchkov en 1957 (10). El sistema de guiado es esencialmente alemán desde su origen y fué expuesto detalladamente por Müller en su libro "Leitfaden der Fernlenkung", que fué traducido al ruso en 1957 (11).

El sistema de guiado por radio Kehl-Strasburg emplea tonos de audiofrecuencia para control en una banda de 24 a 72 megaciclos en el cual la relación de tiempo de trabajo, ajustada por una palanca omnidireccional, controla las superficies del misil. El transmisor es un oscilador regulado por cristal de cuarzo, duplicador de frecuencia y un amplificador de potencia de rejilla polarizada de 40 watios de salida. Las antenas transmisoras son dos dipolos de 3/8 de onda.

El receptor es un sistema superheterodino, con una banda de frecuencia de radio de 1,7 megaciclos y un ensanche de banda de frecuencia intermedia de 40 Kc. Se empleó también un receptor de super-reacción que disponía de una sensabilidad mucho mayor que la del aparato superheterodino que reemplazó.

Parece también que los rusos pueden haber estado empleando la técnica de Kehl-Strasburg, de cuatro frecuencias, en el proyecto de sistemas de guiado interno, usando un buscador de guiado por rayos infrarrojos. Este sistema figura en un libro sobre misiles dirigidos escrito por Petrov (12).

En su artículo de 1957, el Capitán Volchkov indica, en su parte final, que los tipos de guiado de misiles más prometedores parecen ser los sistemas de control remoto automático (guiado interno) y de dirección por haz de radar. Indica también que la mejor defensa contra un misil dirigido es maniobrar hábilmente el objetivo aéreo, crear una interferencia organizada con el sistema de control y transmitir falsas órdenes.

Aviones soviéticos lanzadores de misiles.

Resultaría extremadamente ilógico examinar los distintos misiles soviéticos por sí solos y separados del sistema de arma general que comprende el avión lanzador y el dispositivo electrónico de radar a él asociado. Examinaremos primero algunas de las características principales más probables de los distintos aviones soviéticos porta-misiles y la compatibilidad de los mismos con sus respectivas armas.

De primordial importancia es la compatibilidad del sistema radar (AI) de interceptación aérea del avión con el alcance "cerrado" de su sistema de guiado de misiles y con la autonomía aerodinámica del misil.

Debido a la tendencia soviética de normalizar como modelo único básico todo tipo de sistema electrónico, no puede esperarse que el radar de a bordo se acople completamente a las características de guiado y aerodinámicas del misil. Sólo se podrá esperar más bien un acoplamiento aproximado, pero efectivo, de las características de funcionamiento.

Las características típicas del sistema de arma que merecen ser examinadas son el alcance de detección del AI, la anchura y potencia del haz, el alcance aerodinámico del misil y el alcance de guiado del mismo. Estos parámetros del sistema pueden ser dedu-

cidos con bastante exactitud, basándose en el tamaño de la antena, lo que puede lograrse obteniendo la escala de las fotografías disponibles de los aviones soviéticos correspondientes, el tamaño, el peso, la configuración del misil y otros factores. En todo el equipo radar AI examinado se ha dado por sentado una longitud de onda de 3,0 cm. o banda X. Este supuesto se hace debido a la oportunidad que los rusos han tenido de sacar partido de este tipo de equipo de radar de Banda X en la última década.

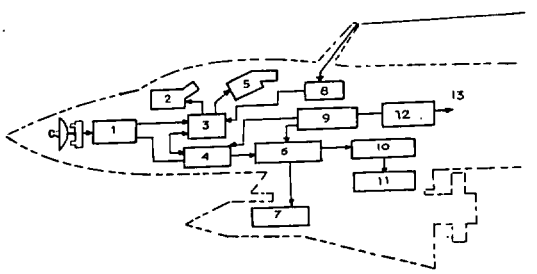


Figura 2.

Diagrama esquemático del probable sistema soviético de control de armas aire-aire.

1.º *Sistema secundario de radar.*—2.º *Imagen del piloto.*—3.º *Sistema de imagen.*—4.º *Sistema secundario del calculador.*—5.º *Imagen del operador de radar.* 6.º *Sistema secundario del armamento.*—7.º *Guiado del misil.*—8.º *Enlace de datos.*—9.º *Sistema del calculador de datos aéreos.*—10. *Intervalómetros.*—11. *Mecanismo de disparo.*—12. *Sistema de control de vuelo automático.*—13. *A las superficies de control.*

Juntando las piezas de varios trabajos soviéticos sobre sistemas de guiado y de control de tiro de armas en general, se puede obtener un diagrama esquemático similar al que muestra la figura 2. Este sistema relaciona al sistema secundario de radar de a bordo con el piloto o con el operador de radar del avión lanzador y con el propio sistema del misil.

La energía de salida del sistema secundario de radar alimenta los sistemas de imagen del piloto y del operador de radar y el sistema secundario del computador. El operador de radar soviético tendrá el control directo sobre la búsqueda o forma de seguimiento del radar y también la dirección de búsqueda. Asimismo, un sistema de comunicaciones o unión de datos proporcionará una corriente de entrada en el sistema de imagen. Un sistema computador de datos aéreos proporcionará información al sistema secundario del computador, al sistema de control de vuelo automático, si se emplea, y al sistema secundario de control del armamento, que a su vez facilita los datos al misil dirigido, si los necesita, y a los intervalómetros de disparo. Diversos artículos y libros técnicos soviéticos de que puede disponerse tratan de los sistemas de control de vuelo automático del avión, pero dan relativamente muy poca información sobre los otros sistemas secundarios básicos (13).

La filosofía básica del sistema soviético proporcionaría al piloto o al operador de radar el completo manejo manual de todos los sistemas secundarios. Se sospecha que el operador desempeña el principal papel en la búsqueda, detección, adquisición y lanzamiento del misil; mucho mayor papel que lo que se acostumbra en sistemas similares del Occidente, que tienden más hacia una automación completa de las funciones de búsqueda, seguimiento y control de tiro. Es dudoso, en realidad, que se emplee verdaderamente el sistema de control de vuelo automático. Más probable es que se provea al piloto de datos aéreos para su empleo en el control real del avión. Todos los aviones comerciales de reacción en la Unión Soviética se caracterizan por su falta de superficies operadas por servomecanismos (14). No sabemos si siguen esta política también con los aviones militares, pero verán—al tiempo que aumenta la velocidad y mejoran las características de vuelo—que los sistemas de control con servomecanismos acoplado serán imprescindibles.

El Mikoyan «Fishbed».

El primer avión portador de misiles que examinaremos es el "Fishbed", caza monorreactor de alas en delta proyectado por Mikoyan. Este avión (fig. 3) fué exhibido en Tushino con misiles dirigidos del tipo "Sidewinder". Si el aspecto externo constituye una pista, este arma es una copia exacta del "Sidewinder 1A" americano, y está dirigido por un sistema de guiado pasivo por infrarrojos. Los misiles del tipo "Sidewinder" van montados bajo las alas en un soporte de líneas aerodinámicas con un gran calzo cilíndrico, también idéntico a los diseños occidentales, que aloja el mecanismo de descarga del misil.

El "Fishbed" es un caza diurno, monoplaza, de Mach 2, con una envergadura de 28 pies, una longitud de 50 pies y un peso total de unas 27.000 libras. Está caracterizado por una toma de aire circular en el

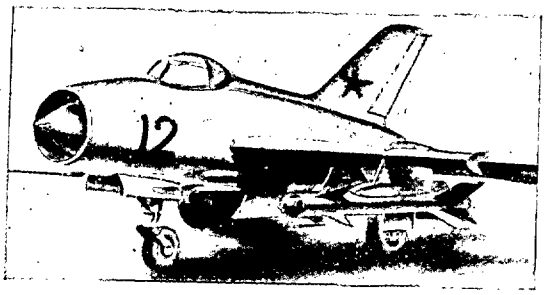


Figura 3.
Dibujo del avión de caza, monorreactor, proyectado por Mikoyan y denominado "Fishbed", que va dotado de misiles aire-aire del tipo "Sidewinder".

morro, con un cuerpo central cónico, relativamente pequeño, que constituye el lugar más adecuado para alojar la antena de radar. El "Fishbed" está en servicio en las fuerzas aéreas soviéticas, y asimismo en las de Polonia, Hungría y Alemania oriental.

Si verdaderamente el misil en cuestión está dirigido por rayos infrarrojos, las exigencias en el sistema del avión que lo lance no son severas. En realidad, el "Sidewinder" puede emplearse desde aviones no provistos de radar. Debido a la naturaleza pasiva del guiado por infrarrojos, resulta posible al buscador del misil servir a éste de propio sistema de detección y adquisición. Sin embargo, un radar de avión provisto de los datos de alcance, ayudaría al lanzamiento del misil y a la eliminación de disparos contra objetivos situados a distancias demasiado grandes para ser alcanzados por el mismo.

La obtención de la escala aproximada del cono interior del morro, nos indica que el tamaño mayor del disco o reflector que puede acomodar, si en efecto aloja una antena de radar, es de unas 9 pulgadas de diámetro. La figura 5a ilustra el morro y la geometría de la antena de radar del "Fishbed". Es muy probable que la antena de 9 pulgadas sea fija y quizá similar al AN/APG-30 americano, que es un pequeño instrumento de 6 pulgadas de diámetro y de reflector fijo. Admitiendo que el aparato soviético funcione a 50 kw. de potencia máxima y con una longitud de onda de 3,0 centímetros, tendría un alcance de 5,8 millas náuticas en un objetivo de una milla cuadrada y una anchura de haz de aproximadamente 9 grados. La Tabla I muestra las diversas características calculadas para este aparato. Estos datos y todos los siguientes relacionados con las características de radar, se basan en el supuesto de 1.000 pulsos por segundo, anchura de impulso de 1/2 microsegundo y una cifra de ruido de 12 db. que se consideran como típicos en el equipo radar de banda X y además teniendo en cuenta el estado actual de adelanto de los soviets en esta materia. La capacidad de alcance de este aparato es, por tanto, bastante adecuada para la capacidad relativa del alcance de los misiles "Sidewinder 1A".

El Mikoyan, birreactor delta.

El birreactor Mikoyan de alas en delta, es un nuevo interceptador soviético de Mach 2 y gran autonomía, que, en apariencia, es un desarrollo del caza más antiguo "Fishbed", pero mucho más rápido y con mayor radio de acción. Parece tener unos 67 pies de largo con una envergadura de 28 pies y un peso total aproximado de 40.000 libras.

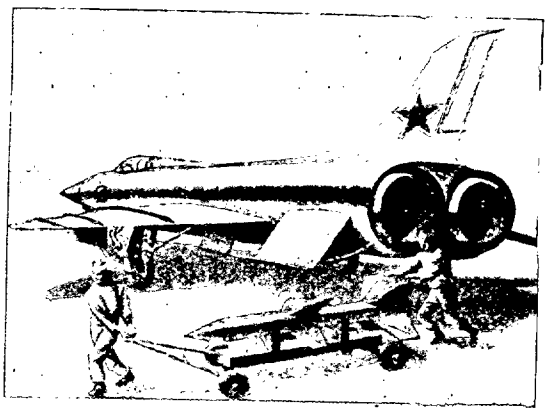


Figura 4.
Dibujo del interceptador Mikoyan, birreactor, de alas en delta, de gran autonomía, que puede transportar misiles dirigidos aire-aire del tipo "Sparrow" (que también aparecen en el grabado) bajo sus alas.

Cuenta sólo con una gran toma de aire circular con un difusor cónico o cuerpo central de grandes dimensiones que indudablemente

TABLA I

Serie típica de características de un reflector de radar de 9 pulgadas, que podría adaptarse al morro del Mikoyan «Fishbed».

Longitud de onda	3,0	centímetros.
Diámetro del reflector	9,0	pulgadas.
Ganancia de antena	25	db.
Anchura de haz	9	grados.
P. R. F. (Frecuencia de repetición de impulsos)	1.000	impulsos por seg.
Anchura de impulso	0,5	microsegundos.
Potencia (máxima)	90	kw.
Cifra del ruido	12	db.

aloja un radar de a bordo de interceptación. Se ha visto a este avión, como ilustra la figura 4, transportando dos misiles dirigidos del tipo "Sparrow" bajo sus alas. El guiado de este misil podría estar constituído por radiación infrarroja, por haz de radar o por radar semi-activo. Aunque si los rusos continúan persistiendo en mostrar sólo "uno de cada", lo más seguro es que el guiado sea semi-activo o por haz de radar. Esta conclusión sería ciertamente compatible con el equipo de radar del avión lanzador y con el hecho de que el mismo tipo de misil se encuentra en el monorreactor Sukhoi de alas en delta que además lleva misiles de tipo "Sidewinder".

El dibujo a escala del morro del birreactor Mikoyan, como muestra la figura 5b, indica que el cuerpo central cónico o cúpula del radar, podría alojar un reflector de antena de radar de 28 pulgadas de diámetro. Esta instalación de control de tiro es muy similar a la del English Electric "Linghtning", con su radar de a bordo Ferranti "Airpass" y equipo de control de tiro. Este sistema AI soviético, puede tener también cierta similitud con el AN/APG 37 o anteriormente sistema de control de tiro E-3, que posee un reflector de 24 pulgadas y una potencia máxima de 150 kw. Este equipo ha estado "disponible" durante algún tiempo, y es bien sabido que los rusos no tienen escrúpulos en copiar lo que les interesa y que les pueda servir de enseñanza. Por ejemplo, todo el mundo sabe que hicieron un duplicado del Boeing B-29 "Superfortaleza" y del AN/APQ 13 con todo detalle. Pero por otra parte, parecen tener mayor interés por los sistemas europeos, lo que pudiera indicar que su nuevo AI está calcado del sistema Ferranti "Airpass", de su antecesor el AN/APS 21, iguales comparativamente en potencia y dimensiones del reflector (por ejemplo, el AI-21, de 150 a 200 kw.), o del radar de interceptación, control de tiro y navegación Cyrano II que es un sistema monopulso de fabricación francesa.

La función principal del sistema de control de tiro Ferranti "Airpass II" es la de proporcionar la localización radar aire-aire y el seguimiento automático del objetivo. Su función secundaria es facilitar ayuda radar para los ataques, tanto ciegos como visuales, empleando varios tipos de armas aire-aire. Por ejemplo el "Lightning" utiliza cohetes sin dirigir y misiles de Havilland "Firestreak" con guiado interno. El sistema "Airpass" original hace el escudriño radar durante la fase de localización y presenta esta información al piloto. Cuando éste identifica al objetivo, cambia el haz de radar por el de seguimiento automático y el computador de aproximación en el sistema le da las señales a seguir para la interceptación o el ataque. Por ello, este sistema no es completamente automático, ya que dependerá del piloto el cierre del circuito. A elección del piloto, la mira presenta una imagen radar y un punto de mira óptico. En el costado izquierdo de la cabina, lleva instalado un controlador de radar manual que emplea el piloto para dirigir la antena de escudriño en la dirección aproximada que escoja.

Admitiendo que el sistema soviético es de banda X, de 250 kw., sus características aparecen en la Tabla II. El alcance, para un objetivo de una milla cuadrada, sería de, aproximadamente, 22 millas náuticas con una anchura de haz de 2,9 grados, que sería bastante aceptable lo mismo como sistema de búsqueda que como de seguimiento, y que podría acomodar fácilmente un misil dirigido del tipo Sparrow de radar semi-activo o de dirección por haz.

El Sukhoi, monorreactor de alas en delta.

Pudieron verse en Tushino dos prototipos diferentes de velocidad superior a Mach 2, pertenecientes a una nueva generación de interceptadores soviéticos, ambos aparentemente proyectados por Sakhoi dotados con un turborreactor de gran potencia y alas en delta, pero equipados con dos tipos distintos de misiles dirigidos aire-aire. Uno de ellos estaba armado con misiles de guiado por infrarrojos del tipo "Sidewinder", mientras que los del otro eran de guiado por haz de radar del tipo "canard".

Al obtener la escala de la sección del morro de estos aviones, se desprende que su radar de control de tiro puede ser similar, si no es exactamente el mismo, al aparato de radar con reflector de 28 pulgadas empleado en el birreactor Mikoyan de alas en delta. El misil de tipo "Sidewinder", como se ha indicado anteriormente, no necesita radar AI para ser efectivo. El radar AI, que admitimos en este caso, sería también adecuado para adaptarse tanto al misil "canard", de guiado por haz, como al misil con radar tipo semi-activo.

TABLA II

Serie típica de características de un reflector de radar de 28 pulgadas, que podría ser adaptado al caza Sukhoi de Mach 2 y al Mikoyan birreactor, ambos con alas en delta.

Longitud de onda	3,0	centímetros.
Diámetro del reflector	28	pulgadas.
Ganancia de la antena	35	db.
Anchura del haz	2,9	grados.
P. R. F. (Frecuencia de repetición de impulsos)	1.000	impulsos por seg.
Anchura del impulso	0,5	microsegundos.
Potencia (máxima)	100	kw.
Cifra del ruido	12	db.

El Yakovlev Yak-25 «Flashlight».

En Tushino se exhibieron dos versiones avanzadas del Yakovlev Yak-25, interceptador todo tiempo, que comprendían un modelo B, dotado de un radar de a bordo de interceptación en el morro de grandes dimensiones, como se desprendía de su gran cúpula de radar. Estos aviones birreactores con post-quemador fueron exhibidos con dos grandes misiles aire-aire tipo "canard", montados muy próximos a las góndolas de los motores como muestra la figura 6. La versión de serie del "Flashlight B", introduce muchos cambios con relación al prototipo visto por primera vez, también en Tushino, en 1956.

El dibujo a escala de la parte del avión correspondiente al morro, como se ve en la figura 5c, indica que en la misma puede alojarse con facilidad un reflector de radar de 40 pulgadas de diámetro. Admitiendo que el radar de este caso opera con banda X, esta instalación tendría las características que figuran en la Tabla III.

Este sistema radar de control de tiro, pue-

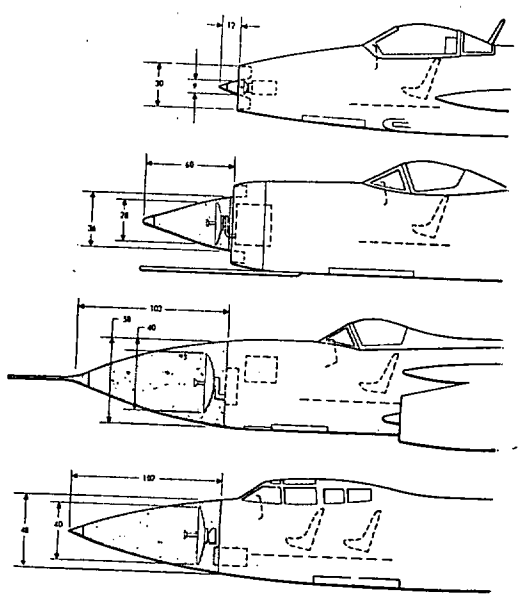


Figura 5 (a, b, c y d).
Dibujos (a la misma escala) de las secciones de morro de varios aviones de caza soviéticos que pueden transportar misiles aire-aire.

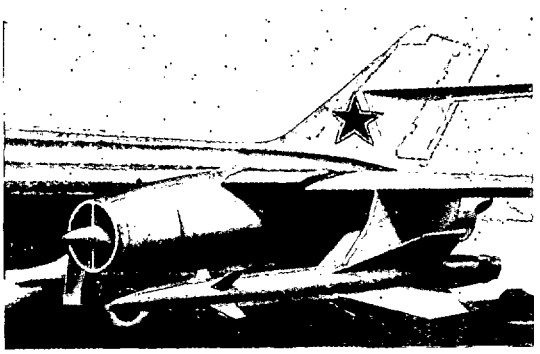


Figura 6.

Dibujo del interceptador todo tiempo Yakovlev Yark-25 "Flashlinght", dotado de un misil aire-aire, tipo "Canard", de grandes dimensiones.

de ser similar en aspecto y características al de fabricación americana AN/APQ-35 de 250 kw., con el AN/APS-21 de búsqueda o al AN/APQ-41, de 200 kw., con reflector de localización de 24 pulgadas y sistema de seguimiento. Con una potencia máxima de 250 kw., el radar AI del "Flashlinght" soviético, podría tener el apreciable alcance de 40 millas náuticas en un blanco de una milla cuadrada con una anchura de haz de 2 grados. Un radar de este tipo podría usarse con mucha efectividad en el guiado de un misil con dirección por haz hasta su objetivo, aunque la "captura" inicial de éste pudiera representar un problema.

El Yakovlev «Blinder».

El avión más bello de la exhibición, destacando con mucho sobre los demás, era el Yakovlev, denominado "Blinder"; se calcula tiene una envergadura de 53 pies, 80 pies de longitud y un peso total de 65.000 libras. Los dos ejemplares mostrados en Tushino, parecen haber sido equipados principalmente como interceptadores de gran autonomía y transportando dos grandes misiles de aspecto externo muy similar al británico "Firestreak", guiado por infrarrojos, como muestra la figura 7.

Si el misil está verdaderamente guiado por infrarrojos, el equipo AI transportado, sólo desempeñaría un pequeño papel. Sin embargo, se cree que el "Blinder" no se limita a transportar los misiles mostrados, sino que puede también llevar misiles dirigidos por radar.

Un estudio hecho a la ligera de la geometría del morro del "Blinder" que se muestra en la figura 5d, indica que este avión lleva, sin lugar a dudas, una instalación radar similar o igual a la de reflector de 40 pulgadas de diámetro que hemos visto en las series de "Flashligt" y podría transportar, por lo tanto, misiles radar.

En la Tabla IV se hace un resumen de los

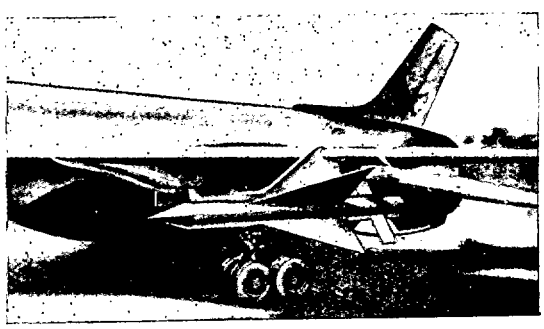


Figura 7.

Dibujo del Yakovlev "Blinder" transportando un misil dirigido aire-aire de gran tamaño tipo "Firestreak".

TABLA III

Características típicas de un reflector de radar 40 pulgadas, que podría ser adaptado en el Yak-25 «Flashliht» o en el «Blinder».

Longitud de onda	3,0	centímetros.
Diámetro del reflector	40	pulgadas.
Ganancia de la antena	38	db.
Anchura del haz	2	grados.
P. R. F. (Frecuencia de repetición de impulsos)	1.000	impulsos por seg.
Anchura del impulso	0,5	microsegundos.
Potencia (máxima)	250	kw.
Cifra del ruido	12	db.

aviones soviéticos portadores de misiles. Es evidente que los aviones relacionados son capaces de transportar otros tipos de misiles además de los indicados. Es simple, pues, llegar a la conclusión de que no se ha "casado" ningún misil a un avión específico, excepto en el caso del "Fishbed", que debido a lo pequeño de su antena fija, está limitado a los cohetes guiados por infrarrojos.

Se han mencionado tres misiles conocidos anteriormente: el M-100, cohete de grandes dimensiones sin guiado, el M-100A, pequeño misil dirigido por infrarrojos, y el Tipo 2, un arma de gran tamaño guiada por infrarrojos. En la tabla V se da una lista de las características de estos misiles cohete.

El M-100, que no es dirigido, tiene un gran tamaño y es de propulsante sólido;

TABLA IV

Resumen de los aviones, equipo radar y misiles dirigidos aire-aire soviéticos.

	Reflector de radar AI. Diámetro (pulgadas).	Potencia calculada del AI (kilovatio)	Alcance calculado en un blanco de 1 m² (millas náuticas)...	Tipo Sidewinder (guiado por infrarrojos)	Tipo «canard» (guiado por haz de radar)	Tipo «Sparrow».	Tipo «Super Falcón» (guiado por infrarrojos)
Monorreactor Mikoyan «Fishbed».	9	50	5,8	SI			
Monorreactor Sukhoi delta	28	100	22	SI	SI		
Birreactor Mikoyan delta	28	100	22			SI	
Yakolev Yak-25 avanzado	40	250	40		SI		
Yakovlev «Blinder»	40	250	40				SI

Misiles dirigidos aire-aire soviéticos.

Después de haber examinado algunas de las características de los aviones lanzadores de misiles y de su equipo de radar, podemos ahora dedicar nuestra atención a los propios misiles. Había cuatro tipos distintos de misiles aire-aire en la exhibición de Tushino del 9 de julio de 1961: el de tipo "Sidewinder" el de tipo "Sparrow", el de tipo "Canard" y el de tipo "Firestreak". Creemos que sólo esa semejanza será suficiente para catalogarlos. Sin embargo, antes de seguir con la descripción de los mismos, examinaremos primero los misiles aire-aire soviéticos que eran ya conocidos antes de la reciente exhibición aérea de Tushino.

Antiguos misiles dirigidos aire-aire soviéticos.

Con anterioridad a la exhibición de Tushino se sospechaba que los rusos poseían varios tipos de misiles dirigidos aire-aire. Estas armas han sido descritas en líneas generales en diversas publicaciones (15). Sin embargo, la validez de estas descripciones puede ser puesta en duda debido a la falta de parecido entre los misiles expuestos en Tushino y los otros más antiguos.

fué proyectado en 1947 por un equipo "cautivo" de técnicos alemanes. Sus líneas son muy parecidas a las de los primeros "Sparrow I". Tiene un alcance de 5 millas náuticas a velocidades superiores a Mach 0,96 y sigue siendo empleado en el Artico por las P. V. O. soviéticas (Fuerzas de Defensa Antiaérea).

El M-100A no parece tener ninguna relación con el M-100. Se trata de un cohete de diámetro muy pequeño, tres pulgadas, que se dice está guiado por un localizador por infrarrojos. De ser cierto, esto haría que el sistema fuese extremadamente pequeño y compacto. Este arma tiene un alcance de 3,4 a 5 millas náuticas a velocidades superiores a Mach 2,65. El control de este misil se obtiene por deflexión de reacción. Los Estados Unidos conocieron bien el misil aire-aire M-100A durante el conflicto de Corea, en que fué por primera vez puesto en servicio. Está dentro de la misma categoría que el "Falcon" y su proyecto es relativamente antiguo.

El Tipo 2 está en servicio en las fuerzas aéreas soviéticas, y parece constituir una versión mejorada del misil sin dirigir M-100. Se cree que posee un alcance de 5,5 millas náuticas a Mach 2,75, y el peso de su ca-

beza de combate es de 550 libras de alto explosivo. Su longitud y peso pueden constituir un indicio de que este misil sirvió como prototipo para el de tipo "Sparrow" visto en Tushino.

El «Sidewinder» ruso.

Se supone, y con bastante razón, que el misil dirigido soviético tipo "Sidewinder" es una copia exacta del americano AAM-N-7 "Sidewinder 1A", que entró en servicio en los Estados Unidos en 1956. La gran similitud del misil expuesto en Tushino con el "Sidewinder" 1A americano es, probablemente, algo más que una mera coincidencia. Indudablemente, la ruta seguida por el prototipo hasta la Unión Soviética fué a través de las operaciones con cazas F-104 equipados con "Sidewinder" en Formosa en 1958. En apoyo de esta afirmación, resulta significativo hacer notar que la versión soviética sólo ha sido producida en el curso de los tres últimos años. Desde luego, sin la posesión del juego completo de las correspondientes especificaciones y de facilidades idénticas de fabricación, todo proceso de copiado está predestinado a la obtención de un producto ligeramente diferente en rendimiento. Por ejemplo, es muy dudoso que los soviets hayan podido copiar exactamente el cuerpo del propulsante sólido del cohete, y más bien lo habrán modificado ajustándolo a sus propias técnicas de fabricación.

El "Sidewinder" es un misil poco complicado y económico, con guiado interno pasivo de radiación infrarroja, capaz de operar contra aviones de altas características de vuelo, pudiendo destruir cazas o bombarderos enemigos desde el nivel del mar hasta una altura de aproximadamente 50.000 pies.

La radiación infrarroja para el guiado de misiles fué tratada abiertamente en la Prensa americana desde, que sepamos, marzo de 1957, y la extraordinaria precisión del "Sidewinder", de la Marina de Estados Unidos, que encendió unas bengalas de la punta del ala de un avión-blanco sin llegar a destruirlo, hizo mucho para enfocar la atención de la industria militar, incluída la soviética, en los sistemas de rayos infrarrojos.

Comparados con los de radar, los sistemas de rayos infrarrojos son relativamente simples, ligeros de peso y de poco costo. Por ejemplo, el Hughes "Falcon", guiado por radar, cuesta aproximadamente diez veces más que el "Sidewinder", a pesar de la similitud de sus misiones. El "Sidewinder", por infrarrojos, emplea solamente siete válvulas de vacío, mientras que el "Falcon" necesita varias docenas de ellas. Además, a diferencia del radar, la radiación infrarroja no puede, que sepamos, ser interferida. No obstante, resulta posible confundir o engañar a un misil guiado por rayos infrarrojos o al sistema de detección originando fuentes falsas de radiación infrarroja.

Los rayos infrarrojos operan a una frecuencia aproximadamente mil veces mayor que los radares proyectores de la más alta frecuencia. Dado que la posibilidad de los sistemas radar o infrarrojos en resolver o discriminar entre objetos cercanos es proporcional a la frecuencia y al diámetro de la antena de escudriño, el sistema infrarrojo puede usar un escudriñador mucho más pequeño que el del radar, y aun así conseguir una resolución muchísimo mejor. Por ejemplo, a una distancia de 5 millas náuticas, un

TABLA V

Características publicadas de primitivos misiles cohete aire-aire soviéticos.

	Longitud (pies)	Diámetro (pulgadas)	Peso (libras)	Peso de la cabeza de combate (libras)	Guiado	
M-100	13	10,8	990	3.400	336, alto explosivo	No posee
M-100 A	4,43	3,12	85	1.000	20, alto explosivo	Infrarrojo
Tipo 2	15	10,2	1.120	8.750	550, alto explosivo	Infrarrojo

radar de banda X (3 cm. de longitud de onda), con antena de 12 pulgadas de diámetro, puede obtener la resolución de dos aviones como blancos separados si ambos están apartados lateralmente por una milla náutica o más. Un radar que opere con una longitud de onda de 8 mm. puede hacer lo mismo si los aviones sólo están separados por 1/4 de milla náutica. Pero el sistema de infrarrojos está en posición de obtener la resolución de los motores individuales de un avión bimotor a una distancia de 5 millas empleando sólo un escudriñador de 3 pulgadas de diámetro.

Un B-52 y un DC-6 producen idénticas señales en la pantalla de radar; sin embargo, con el sistema infrarrojo se puede obtener, y a veces identificar, el objetivo por la distribución espectral de la longitud de onda de su radiación infrarroja.

Los sistemas de infrarrojos que operan por la radiación del objetivo son llamados pasivos y no tienen medios directos para medir el alcance. Sin embargo, para su aplicación a los misiles dirigidos esto no es una desventaja. Los gases de escape calientes de un avión de reacción o cohete, unidos a sus altas temperaturas internas de combustión, lo hacen mucho mejor objetivo que un motor de émbolo. La razón de ello es que la cantidad de energía infrarroja irradiada por un objeto aumenta como la cuarta potencia de su temperatura absoluta. Aunque el motor turborreactor es el blanco más tentador para un sistema de ese tipo, esto limita al interceptador a un ataque por la cola del avión a derribar, lo que obliga al atacante a maniobrar considerablemente hasta conseguir la posición adecuada a esa forma de ataque.

No obstante, al ir aumentando la velocidad de los aviones y de los misiles, el calentamiento aerodinámico del revestimiento exterior del vehículo se convierte en un buen radiador de energía infrarroja, si bien no tan buen conductor como el grupo motor. Por ejemplo, el vehículo que vuele a una velocidad de Mach 0,8, a 30.000 pies, tendrá una temperatura en su revestimiento de aproximadamente 250 grados K. A Mach 2,4 esta temperatura es aproximadamente el doble. Esto significa que se irradia unas 16 veces más de energía, y debido al hecho de que la intensidad de radiación en el punto más elevado de la longitud de onda aumenta con la quinta potencia de temperatura absoluta, la intensidad de la señal en una porción del espectro es realmente 32 veces más alta. En términos de alcance de detección, en que el alcance es proporcional a la raíz cuadrada de la intensidad de radiación, esto significa que, basado en las respectivas temperaturas de sus revestimientos, un vehículo de Mach 2,4 podría teóricamente ser detectado a una distancia cinco o seis veces mayor que la de un vehículo de Mach 0,8.

La figura 8 muestra una vista a escala del misil "Sidewinder" y de su disposición general interna. El buscador, dirigido por radiación infrarroja, que usualmente conduce al misil hasta la cola del avión-objetivo, ocupa las primeras 4 pulgadas del misil seguido por la sección de guiado. El accionador de

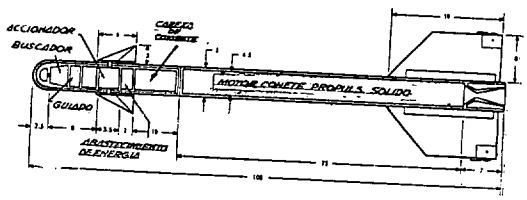


Figura 8.
Probable disposición interior del misil dirigido por infrarrojos tipo "Sidewinder".

las aletas de control está situado entre las dos aletas delanteras, seguido por la sección de alimentación de energía y por la cabeza de combate. El misil tiene 5 pulgadas de diámetro y 9 pies de longitud. El motor cohete de propulsante sólido mide 75 pulgadas de longitud, con una tobera de 7 pulgadas.

Para sacar un resultado aproximado de las características se hizo la descomposición del peso partiendo de la figura 8. Se admitió una densidad de propulsante de 97 libras por pie cúbico, con una fracción sin valor del 15 por 100, mientras se daba por sentado que la tobera y la cubierta del motor representaban un 15 por 100 del peso del cuerpo del combustible sólido (17). Las aletas traseras y delanteras se estima son de duraluminio, con un grosor de 1/2 pulgada y 1/8 de pulgada, respectivamente. Los pesos del material electrónico se basaron en un cálculo de 0.095 libras por pie cúbico y el alto explosivo de la cabeza de combate en 0.055 libras por pie cúbico. Se calculó que el fuselaje del misil, de duraluminio, tenía

TABLA VI

Cálculo aproximado de la descomposición del paso del misil dirigido aire-aire soviético tipo «Sidewinder».

ELEMENTOS	PESO (Libras)
Propulsante	70,0
Tobera y cubierta	10,5
Cuatro aletas de cola	28,0
Sección delantera del fuselaje	8,9
Cúpula del radar	2,7
Cabeza de combate	8,8
Cabeza de guiado y accionador	17,4
Cuatro aletas delanteras	1,5
Abastecimientos de potencia	3,0
MISIL COMPLETO	153,5

un espesor de un cuarto de pulgada. Los resultados de estos cálculos se muestran en la tabla VI. La relación másica, por tanto, viene a resultar, aproximadamente, 1,535. El peso total del misil se calculó en 153,5 libras, y es comparable al del "Sidewinder" americano que pesa 155 libras, según lo hecho público.

Admitiendo un tiempo de consunción o quemado de dos segundos y un impulso específico del combustible sólido de ciento ochenta segundos, lo que parece razonable

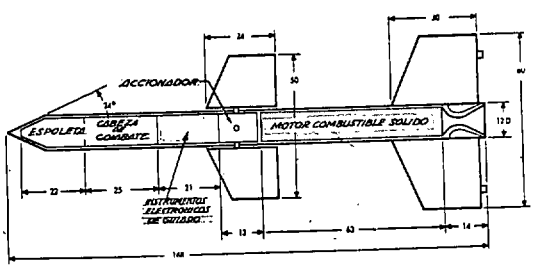


Figura 9.

Probable disposición interna de los elementos del misil soviético guiado por haz de radar del tipo "Super-Sparrow".

si se tiene en cuenta el adelanto actual de los soviets en esta materia, el empuje del misil es de aproximadamente 6.300 libras.

El localizador del "Sidewinder" empieza a funcionar desde el mismo momento en que el avión portador despega. Alcanza una velocidad máxima de Mach 2,5 y tiene una autonomía de 11.000 pies a gran altura y de aproximadamente 3.500 pies al nivel del mar.

El misil ruso del tipo «Super Sparrow».

En el curso de la exhibición de Tushino, y también en el "Krasnaya Zvezda" o "Bandera Roja", los soviets presentaron un misil de altas características del tipo "Sparrow". Es transportado por el avión Mikoyan, de alas en delta, a velocidades de Mach 2. Es un misil de líneas muy finas, con alas y cola trapezoidales. Las alas delanteras son más pequeñas y llevan a la conclusión de que son superficies móviles. La razón de creerlo así es el gran tamaño del misil tipo "Super Sparrow". Al comparar su escala con la del avión que lo lleva (cuyas dimensiones hay que calcular también), el resultado es una longitud aproximada de 14 pies y una envergadura de las alas traseras de unas 60 pulgadas. Un bosquejo del misil, con su probable disposición interna, nos lo muestra la figura 9. Dadas sus grandes dimensiones y su configuración, podría asociarse a los misiles soviéticos M-100 o Tipo 2 más antiguos.

El misil no parece poseer una cúpula de radar, por lo que puede deducirse que se trata, muy probablemente, del tipo guiado por haz de radar, con antenas de micro-onda situadas en las cuatro aletas traseras. En la parte delantera del fuselaje lleva colocada el misil una espoleta, de proximidad probablemente, y le sigue la cabeza de combate con 50 kilogramos de alto explosivo. El sistema electrónico de guiado y el accionador están situados adyacentes al mando de las aletas delanteras. Sería posible, desde luego, para este misil montar una cabeza de combate nuclear. Siguiendo la regla empírica general de

que un kilotón equivale a una libra de carga útil, se puede concebir que este misil podría transportar una cabeza de combate de 100 kilotones (19). Tal cabeza de combate podría soltar una cola de fuego con un radio mortífero de aproximadamente 1.500 pies y superpresión de 5 libras por pulgada cuadrada, suficiente para destruir a un avión de bombardeo o de caza enemigo en un radio de 9.400 pies.

El cuerpo del motor de propulsante sólido ocupa las últimas 77 pulgadas del fuselaje del misil, de las cuales 14 corresponden a la tobera.

La descomposición aproximada del peso de este misil se muestra en la tabla VII, que indica un peso total en el lanzamiento de 895 libras y una relación de masa de 1,55. Admitiendo un tiempo de quemado de aproximadamente dos segundos y un impulso específico del propulsante de ciento ochenta segundos, el empuje del misil será aproximadamente de 28.400 libras, que proporcionan una aceleración inicial al mismo de aproximadamente 31,8 g. en el lanzamiento.

Las consideraciones de la relación masa indican que este misil podría tener una velocidad máxima de Mach 2,6, y obtendría un alcance aproximado de 30.000 pies a gran altura.

Se ha indicado que el misil del tipo "Super Sparrow" es de guiado por haz de radar; sin embargo, es bastante probable que sea más bien un sistema de tipo semi-activo, en cuyo caso puede anticiparse que el peso total sería mucho mayor y que las características de alcance se reducirían.

El misil soviético tipo «Canard».

El único misil dirigido aire-aire que realmente tenía un aspecto original en la exhibición de Tushino, era el de tipo "Canard" transportado por el interceptador todo tiempo "Flashlight". Este misil no parece tener una cúpula de radar dada la forma de su lar-

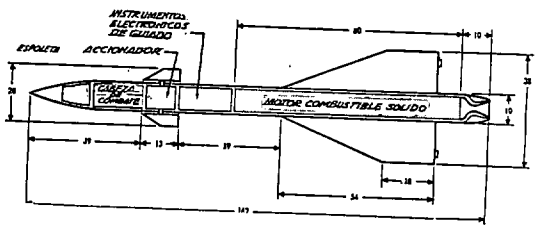


Figura 10.
Probable disposición interna del misil soviético aire-aire del tipo "Canard".

go morro ojival y por ello se cree que es de guiado por haz de radar.

Como se aprecia en la figura 10, el misil tiene un fuselaje de líneas muy finas con una longitud aproximada de 14 pies y unas diez pulgadas de diámetro con grandes aletas o alas cruciformes fijas de cola. En la parte delantera lleva unas pequeñas aletas también cruciformes que probablemente son movibles y adaptadas para el control. La distribución de las superficies de sustentación, indica que la situación del centro de gravedad está bastante retrasada y que el equipo de guiado y la cabeza de combate no son demasiado masivos. Esta indicación nos lleva a pensar que el misil se aproxima a otros tipos de proyecto más complejos.

La espoleta, situada en la parte del mo-

TABLA VII

Descomposición del peso del misil dirigido aire-aire soviético tipo «Sparrow».

ELEMENTOS	PESO (Libras)
Propulsante	316
Tobera y cubierta	78
Cuatro aletas de cola	82
Sección delantera del fuselaje	34
Cabeza de combate	110
Espoleta	35
Componentes electrónicos del guiado	65
Componentes del accionador	40
Cuatro aletas delanteras de control	35
MISIL COMPLETO	895

rro adyacente a la cabeza de combate de 40 kilogramos de alto explosivo, es probablemente pequeña y ligera de peso, y del tipo de proximidad. El accionador está probablemente colocado entre las aletas de control y seguido por el equipo electrónico de guiado. La antena receptora está probablemente instalada en los bordes de salida de las alas de cola para proporcionar las señales de dirección al centro del haz director. En la sección de cola está situado el motor cohete de propulsante sólido que ocupa 90 pulgadas del misil. El cuerpo sólo es de 80 pulgadas de longitud y las 10 restantes corresponden a la tobera de escape. Un cuerpo de propulsante más largo o más pequeño no permitiría al centro de gravedad quedar entre los límites aerodinámicos necesarios.

TABLA VIII

Descomposición del peso del misil dirigido aire-aire soviético tipo «Canard», admitiendo que lleva guiado por haz de radar.

ELEMENTOS	PESO (Libras)
Propulsante	349
Tobera y cubierta del cohete	52
Cuatro aletas de cola	72
Sección delantera del fuselaje	28
Cabeza de combate	88
Espoleta	7
Accionador	30
Elementos electrónicos de guiado	40
Cuatro aletas delanteras de control	3
MISIL COMPLETO	669

Calculando las densidades de los distintos elementos y el centro de gravedad en la parte posterior, se ha obtenido una descomposición del peso bastante bien detallada que se indica en la Tabla VIII. Se llega a un peso total aproximado del misil de 669 libras, lo que da una relación de masa de aproximadamente 2, que produciría una velocidad de impulso muy buena y asimismo un buen alcance. Se calcula a este misil una velocidad máxima aproximada de Mach 2,8, lo que permitiría un alcance a gran altitud de unas 6,7 millas náuticas.

El misil soviético tipo «Firestreak».

Montado en el interceptador Yakovlev "Blinder" de gran autonomía, se vió un misil con alas en delta cruciformes y con unas grandes aletas de control. Este misil tiene unas líneas externas similares a las del británico "Firestreak" de la casa de Havilland, misil guiado por radiación infrarroja y a las del "Falcón GAR II" americano. En dimensiones, no obstante, se aproxima más al "Firestreak"; tiene una longitud de unos 14 pies y un diámetro de 12 pulgadas. El "Firestreak" es ligeramente más pequeño, pues sólo tiene una longitud de 10 pies y medio. El misil soviético tiene un morro de forma cónica, lo que indica que probablemente es una cúpula de radar.

La figura 11 muestra la posible disposición interna de este misil. La cabeza de guiado está, desde luego, en la posición más adelantada del fuselaje seguida por la cabeza de combate o por el equipo electrónico de guiado. Se supone que la cabeza de combate está adelantada para eliminar la necesidad de que haga explosión a través de las alas cruciformes de bastante peso. El propulsante sólido ocupa las últimas 83 pulgadas del fuselaje con una longitud del cuerpo del

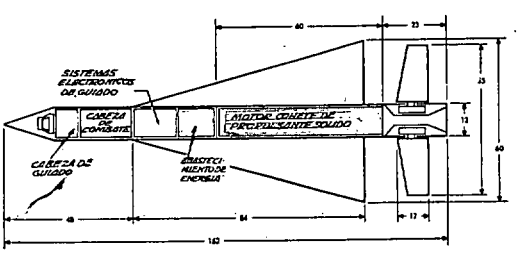


Figura 11.

Probable disposición interna del misil ruso guiado por infrarrojos del tipo "Firestreak".

TABLA X

Características probables de los misiles dirigidos aire-aire soviético.

	Longitud (pies)	Diámetro (pulgs.)	Peso (libras)	Empuje (libras)	Peso cab. combate (libras)	Tipo de guiado	Alcance millas náuticas	
							Al nivel del mar	A gran altitud
Tipo «Sidewinder» ...	9,0	5,0	153,5	6.300	8,8	Infrarrojo	0,576	1,81
Tipo «Super Sparrow»	14,0	12,0	895	28.400	110	Por radar	—	5,0
Tipo «Canard»	13,5	10,0	669	25.000	88	—	—	6,7
Tipo «Firestreak»	14,0	12,0	897	27.000	154	Infrarrojo	—	6,0

grano de 60 pulgadas. La situación de las aletas de control exige que los accionadores y rodamientos de las mismas estén colocados en torno a un tubo inyector de aire que conecta la cámara de combustión del motor y la tobera, con una longitud aproximada de 23 pulgadas. Esta característica aumenta significativamente el peso del misil.

La posición del centro de gravedad en este caso es, en cierto modo, más flexible, y sólo permite aventurar conjeturas al calcular el tamaño del cuerpo del motor. Sin embargo, siguiendo las líneas de la figura 11, se ha hecho un cálculo del peso de los componentes de este misil que puede verse en la Tabla IX. Se establece un peso total de 897 libras, de las cuales 154 corresponden a la cabeza de combate. Esto produce una relación de masa de aproximadamente 1,72, que proporciona una velocidad de aceleración de Mach 2,6 con un alcance a gran altitud de aproximadamente 6 millas náuticas. Asimismo, admitiendo un impulso específico de cerca de ciento ochenta segundos y un tiempo de combustión de aproximadamente 2,5 segundos, el empuje del motor sería de aproximadamente 27.000 libras.

Sumario.

Se hace un resumen de las características de los misiles soviéticos aire-aire en la Tabla X. Todos estos misiles, a excepción del de tipo "Sidewinder", se caracterizan por su gran tamaño y peso. Los motores de los mismos demuestran poseer un considerable empuje, lo que no ha podido representar un problema para los rusos dado los muchos años de experiencia que poseen en la tecnoclogía de propulsantes sólidos para cohetes (20). Las grandes dimensiones de sus fuselajes y probables pesos de sus componentes, no obligan necesariamente a que vayan dotados de una gran cantidad de equipo electrónico. El peso de las cabezas de combate es importante pero no extraordinario, mientras que la autonomía aerodinámica parece bastante adecuada para estos tipos de misi-

TABLA IX

Descomposición del peso del misil dirigido aire-aire soviético tipo «Firestreak», admitiendo que lleva guiado por radiación de infrarrojos.

ELEMENTOS	PESO (Libras)
Propulsante	376
Tobera y cubierta del cohete	62
Cuatro aletas de cola para control	19
Cuatro alas principales	84
Sección delantera del fuselaje	57
Abastecimiento de potencia	30
Cabeza de guiado y elementos electrónicos	80
Cabeza de combate	154
MISIL COMPLETO	897

les incluso si empleasen explosivo nuclear. Tras una detenida observación, no parece que alcancen el nivel de refinamiento de muchos de los misiles dirigidos del mundo occidental.

Epílogo.

El hecho de que los rusos hayan exhibido estos misiles en Tushino, indica, probablemente, que los consideran ya anticuados. Se muestran indiferentes al estado de nuestros conocimientos con respecto a las armas citadas. El hecho de ser similares a tipos que están ya en servicio en el mundo occidental desde hace muchos años, refuerza este argumento. Además, el haber expuesto el anticuado misil tipo "Sidewinder 1A", es una indicación razonable de que poseen ya en su arsenal un tipo "Sidewinder" más perfeccionado. Lo mismo puede decirse de las otras tres armas. Pero no podrá hacerse otra cosa que conjeturar las posibles características de estos misiles ocultos.

Como se ha indicado, el alcance operativo de los misiles tratados, es bastante modesto. Además, su cabeza de combate es también bastante pequeña. Puede, por tanto, admitirse que la generación siguiente de armas aire-aire soviéticas, tienen alcances de 70 a 100 millas náuticas y cabezas de combate cuyo peso excede de 100 libras.

Siempre queda por sacar, desde luego, una última conclusión: que la mayoría de los misiles exhibidos en Tushino, si no todos, eran armas "simuladas", encaminadas, quizá, como un engaño psicológico, a que menospreciemos su verdadera posición tecnológica o para cubrir un vacío en su capacidad científica y de ingeniería.

Agradecimiento.

El autor quiere expresar su agradecimiento por la ayuda e inspiración proporcionada en la preparación de este artículo a míster A. J. Shott, de los Laboratorios de Investigación de la Bendix Corporation. Damos también las gracias a míster Brancik, también de la Bendix, autor de las ilustraciones que figuran en este trabajo.

REFERENCIAS

(1) J. HUMPHRIES. *Cohetes y misiles dirigidos.* Londres, 1958. Traducido al ruso por la Izdatel'stvo Inostrannoy Literatury. Moscú, 1958; y *Guiado* de A. S. Locke, editorial Van Nostrand Co. Inc. New York, 1955. Traducido al ruso por la Prensa Estatal para Tekhniko-Teoriticheskoy Literature. Moscú, 1957.

(2) M. F. REBROV. *Chto Delayut Automaty na Samolete?* (Papel de la automación en los aviones.) Prensa Militar del Ministerio de Defensa de la U. R. S. S. Moscú, 1960, págs. 159-75.

(3) G. B. SINYAREV y M. DOBROVOLSKY. *Zhidkostnye Raketnye Dvigateli.* (Motores cohetes de combustible líquido). Prensa Estatal para las Industrias de Defensa. Moscú, 1957, pág. 57.

(4) *Reaktivnoe Oruzhie Kapitalisticheskikh Stran.* (Armas de reacción de los países capitalistas). Prensa Militar del Ministerio de Defensa, U. R. S. S. Moscú, 1957.

(5) D. J. RITCHIE. *Electrónica espacial y televisión para satélites en la U. R. S. S.* Bendix Research Data Shet. Octubre, noviembre y diciembre, 1960.

(6) M. N. NIKOLAEV. *Snaryad protiv snaryada.* (Misiles anti-misil). Prensa Militar del Ministerio de Defensa. U. R. S. S. Moscú, 1960.

(7) L. S. GUTKIN. *Printsipy Radiopravleniya Bespilotnymi Obektami.* (Principios de control por radio de aparatos sin piloto). Prensa de la Radio Soviética. Moscú, 1959.

(8) Idem. Pág. 43.

(9) Idem. Pág. 260.

(10) V. M. VOLCHKOV. (Capitán Ingeniero). *Misiles aéreos.* Vestnik Vozdushnogo Flota (Heraldo de la Flota Aérea). Febrero, 1957.

(11) F. MULLER. *Teleupravlenie* (Guiado remoto). Traducido del alemán Garmisch-Partenkirchen, 1955, por la Prensa de Literatura Extranjera. Moscú, 1957. Páginas 163-75.

(12) V. P. PETROV. *Upravlyaemye Snaryady I Rakety* (Misiles dirigidos y cohetes). *Prensa Dosaaf,* Moscú, 1957.

(13) S. P. KOLOSOV. *Elementy Aviatsionykh Automaticheskikh Ustrystv* (Elementos de control automático en aviación). Prensa Estatal para las Industrias de Defensa. Moscú, 1958.

(14) D. J. RITCHIE. *Aviones de transporte propulsados por turbina en la U. R. S. S.* Aircraft Engineering. Agosto, 1961; págs. 218-26.

(15) E. KLESL. *Armas cohete* (Raketove Zbrane); páginas 27-35, 175-212.

(16) V. E. KICHKA. *Infrakrasnye Luchi I Voennon dele* (Radiación infrarroja en materias militares). Prensa Militar del Ministerio de Defensa. U. R. S. S. Moscú, 1958.

(17) V. I. FEODOSEV y G. B. SYNIAREV. *Vvedenie y Raketnuyu Tekhniku* (Introducción a la técnica de los cohetes). Prensa Estatatal Científico-Técnica OBORONGIZ. Moscú, 1960.

(18) D. J. RITCHIE. *Propulsión cohete soviética.* Misiles balísticos y Tecnología Espacial, propulsión y sistemas auxiliares de potencia. Volumen II. Academic Press. New York, 1960.

(19) M. B. NEYMAN y K. M. SADILENKO. *Termoyadernoe oruzhie* (Armas termonucleares). Prensa Militar del Ministerio de Defensa. U. R. S. S. Moscú, 1958.

(20) RITCHIE. Citado págs. 57-8.

ATERRIZAJE AUTOMATICO DEL VC-10

El VC-10 y el Super VC-10 de la familia de los reactores de líneas aéreas intercontinentales, que están siendo desarrollados, en principio, para prestar servicio en toda la red mundial de la B. O. A. C., tienen prevista la instalación de un equipo de aterrizaje completamente automático. Primeramente, el VC-10 será empleado con un dispositivo de enderezamiento automático para poder precisar mejor el punto de toma de tierra dentro de una zona determinada del largo de la pista. Los beneficios que se desprenden de poseer una capacidad de este tipo, son evidentes y se traducirán en una fuerte reducción de los costos de mantenimiento y reparación.

En el VC-10, todo el equipo necesario para conseguir un enderezamiento automático va instalado en el avión. El elemento básico del sistema es el piloto automático Bendix PB20 de que están provistos muchos Boeing 707. El piloto automático Bendix ha sido convertido en Inglaterra por la firma Elliot Brothers (Londres) en un sistema de dos pilotos automáticos gemelos incorporado al control de potencia del avión y que proporciona la aproximación acoplada a un control automático del mando de gases en el punto de aterrizaje.

Los canales de funcionamiento automático de los pilotos automáticos gemelos del VC-10, están completamente separados, controlando el avión uno solo a la vez. El fallo de cualquiera de los elementos en uno de los dos sistemas, origina inmediatamente una señal de alarma, la cual se emplea para accionar un cambiador automático de uno al otro de los subsistemas separados, si el fallo se produce en el canal de funcionamiento. Este dispositivo asegura una proporción muy baja de fallos, necesaria para los usos civiles.

Utilizando el enderezamiento automático, el VC-10 realiza una aproximación normal acoplada, utilizando ILS hasta la altura de separación (alrededor de 200-150 pies). En este punto el ILS se desconecta automáticamente, haciéndose cargo el piloto automático de la inclinación y del control de gases. El avión continúa descendiendo hasta el punto de enderezamiento (50 pies) en una posición de inclinación constante, habiendo proporcionado el calculador un valor medio para la fase previa del ángulo de planeo. En el punto de enderezamiento el calculador que recibe las señales de un radioaltímetro, se hace cargo, se cierran los gases automáticamente y se completa el aterrizaje.

En el sistema automático bosquejado más arriba, el guiado direccional en azimut debe seguir siendo desempeñado por el piloto con ayuda de referencias visuales, desde el punto 150-200 pies dependiendo de la exactitud del sistema ILS utilizado en el aeropuerto correspondiente. El aterrizaje, completamente automático, exige guiado en azimut por medio de receptores de guiado en azimut automático (existen propuestas que comprenden receptores de cable direccional o localizador ILS perfeccionado), de una brújula reguladora, de un computador de aterrizaje y de una unidad de cambio automático de azimut.

El sistema de enderezamiento automático del VC-10 por ser autónomo y por depender de las ayudas terrestres existentes (ILS), solamente en las primeras fases de la aproximación final, proporcionará la experiencia de la que puede surgir la posibilidad de un aterrizaje completamente automático. Incluso cuando se consiga una toma de tierra automática que se ajuste a las normas de las líneas comerciales, se seguirá necesitando ayuda para guiar al avión a lo largo de la pista.

El VC-10, único "gran reactor" intercontinental con dispositivo de enderezamiento automático incorporado desde su primera salida, desempeñará, probablemente, un papel importante en la consecución del inmediato objetivo importante de la aviación comercial. Una mejor regularidad y un mayor número de llegadas sin retraso y con ello una mayor eficacia para la línea aérea y para los viajeros.

Bibliografía

LIBROS

CURRENT RESEARCH ASTRONAUTICAL SCIENCES. *(Investigación actual en la Ciencia Astronáutica). Volumen 6 de la división IX de la Serie Internacional de monografías sobre Aeronáutica y Astronáutica, editado por Luigi Broglio—535 páginas de 15 por 25 cm. Publicado por Pergamon Press, Ltd.—Headington Hill Hall Oxford. 24 Rue des Ecoles, París V^e^. Precio, 84 chelines ó 12,5 dólares. En inglés, francés e italiano.*

La Serie Internacional de monografías sobre aeronáutica y astronáutica se dedica a publicar obras de gran interés en la materia. Para ello dispone de un panel de investigadores entre los que España tiene un representante. Estas publicaciones están divididas en nueve partes. Precisamente a la última, que se dedica a publicar los anales de conferencias y congresos, pertenece la obra que reseñamos. En este caso recoge los trabajos presentados en las Conferencias de Roma sobre Astronáutica, de mayo de 1958, organizados por el AGARD (Advisory Group for Aeronautical Research on Development), que es el órgano técnico asesor de la NATO. Los trabajos son realmente interesantes y de gran utilidad para la investigación espacial.

Courtland A. Perkins habla del impacto del espacio sobre la educación, los procedimientos administrativos del Estado y la industria en los Estados Unidos. Teresa Fortini trata de los problemas de la física solar que afectan a la física del espacio. Pasquale Sconzo estudia el problema de la determinación de la órbita de un satélite artificial. Se publica un resumen de un trabajo de I. Ranzi sobre algunos aspectos de la física de la alta atmósfera.

G. Israel habla de la exploración directa de la alta atmósfera. C. G. Pfeiffer trata del guiado en las misiones espaciales. C. S. Loréns publica un trabajo muy interesante sobre aplicación de la transformación de Laplace en el estudio de los sistemas de comunicación. A. F. Charwat pasa una extensa revista a la aerodinámica de los gases enrarecidos. Lucien Malavard, que tanto ha colaborado con nuestro Instituto de Investigación, trata con gran extensión la aerodinámica de las velocidades hipersónicas.

A. J. Murphy expone los problemas que presenta la navegación astral a los materiales. Luigi Broglio, editor de esta presente obra y que también ha colaborado mucho con el INTA, presenta dos trabajos sobre los problemas estructurales y térmicos de los vehículos espaciales y sobre la reentrada en la atmósfera. Este último problema también es tratado por Edmond A. Brun en dos trabajos.

Addison M. Rothrock trata la propulsión de los ingenios espaciales en un trabajo muy extenso.

El Capitán Charles F. Gell aborda los problemas biológicos relacionados con la Astronáutica. Andrew G. Haley nos habla de la transición social de la era del metal a la del espacio. Addison M. Rothrock hace un resumen de las actividades actuales y futuras con relación al espacio.

La presentación de la obra es la acostumbrada en estos casos, o sea, que se da a cada autor unas normas generales sobre la forma en que debe enviar su trabajo, y luego se reproducen todos por fotocopia. Por ello, de un trabajo a otro, se observan diferencias notables, pero ello no impide que la edición sea excelente.

CONSEJOS PRACTICOS PARA DEFENDERSE DE LOS EFECTOS DE LAS ARMAS NUCLEARES, *por los doctores Piédrola y Amaro, un folleto de 110 páginas de 20 por 14 cms. Dirección General de Sanidad. Madrid.*

Entre las muchas virtudes de nuestro pueblo la improvisación ha sido, desde siempre, una de las más funestas; y como con ella, o a pesar de ella, hemos alcanzado grandes logros, a menudo, nos sentimos muy orgullosos de esta característica de nuestro temperamento. Pero el mundo actual vive abocado a una ca-

tástrofe sin precedentes merced a la tensión de los dos bandos en pugna, armados de las más destructoras potencias que ha conocido la Historia: las armas nucleares. Y si es cierto que esta precaria paz, que el miedo sustenta, no será rota voluntariamente, ya que no parece probable que EE. UU. deje a la URSS una ocasión propicia para «madrugar» no lo es menos que un error, un descuido o un exceso de nervios—ya se ha dicho muchas veces—puede desencadenar la tempestad atómica que asuele el planeta. Y ante esto no caben improvisaciones.

Recientemente, aunque con un retraso inexplicable, ha llegado a nosotros este folleto editado por la Dirección General de Sanidad, en el que sus autores los doctores Piédrola y Amaro con una concisión y una claridad que hacen de esta obra un modelo de divulgación, tratan de las medidas de autoprotección que deben llevar a cabo la familia y el individuo para protegerse de los efectos de estas terribles armas nucleares que no respetan ciudades ni neutralidades; naturalmente, al margen de la protección colectiva a organizar por el Estado y autoridades provinciales y municipales. Los autores desarrollan su trabajo atendiendo a cuatro aspectos principales, a) Efectos de las bombas nucleares, b) Autoprotección familiar, c) Autoprotección personal y d) Protección ante la lluvia radiactiva. El capítulo dedicado a la protección de la familia —pieza básica de la nación— es de especial interés. En él se dan normas claras y al alcance de todos para la preparación de refugios, prevención y lucha contra los incendios, asistencia sanitaria de urgencia y, en fin, otras muchas tendentes a reducir al mínimo los daños de estas siniestras armas. Todo ello tan inteligentemente concebido, tan sugestivamente realizado, que crea en el ánimo del lector ese «reflejo defensivo» de que nos habla en el prólogo el General Vigón y que, junto a la adopción de las medidas de protección oportuna, puede reducir a la vigésima parte el número de muertos en una ciudad afectada por un bombardeo.

Este folleto, ilustrado con multitud de grabados y cuya difusión gratuita debiera extenderse a todos los hogares, es de vital interés para todos aquellos que conscientes del terrible peligro, quieran hallarse prevenidos. Los demás, solo tendrán tiempo de improvisar una oración.

R E V I S T A S

ESPAÑA

Avión, febrero de 1962.—¡Se consiguió!—Glenn.—Créditos Espaciales. — 11 récords.—«Trident».—Dornier 28.—Carta de Francia.—B. O. del R. A. C. E.—Noticiario gráfico.—Campeonatos mundiales. — Simulador. — Avro 748 y «Gulfstream».—Investigación espacial.—Película de un vuelo.—Campeones mundiales.

Ejército.—Para la historia de la Cruzada. Las hazañas. El Alto de los Leones. De nuestras guerras en América.—Emancipaciones americanas y descolonizaciones de hoy.—La sección de personal para las fuerzas armadas.—La I. P. S. en el extranjero.—Automóviles, entretenimiento de los primeros y segundos escalones de la U. Regtos.—El municionamiento de la Infantería moderna.—Honor al millón de muertos.—Información e ideas y reflexiones.—La provincia de Sahara y su organización.—Sobre la resistencia física del soldado actual.—Organización de la nueva división norteamericana.—Sobre la Unidad del mundo libre.—Notas breves.—Agentes propulsores para cohetes.—Desarrollo de la actividad española.—Guía bibliográfica.

Ingeniería Aeronáutica y Astronáutica, noviembre-diciembre 1961.—El sol y el viento como fuerza de energía.—Iniciación al estudio del mercado de transporte aéreo.—Imposición de la Gran Cruz de Alfonso X «El Sabio» al profesor Von Kármán.—Academia de doctores: Ingreso del General Calvo Rodés.—Asociación española de Astronáutica.—Boletín ATECMA.—Especificaciones «INTA».—Libros.

Revista General de Marina, marzo de 1962.—En pro de un sistema racional de ascensos.—Nuevos datos sobre don Ramón Bonifaz y su designación como primer Almirante de Castilla.—Consideraciones sobre la situación política y militar en el Pacífico.—Unidad por conjunción; no por confusión.—Consideraciones sobre la clasificación de buques mercantes con vistas a su utilización en tiempo de guerra.—Notas profesionales.—Miscelánea.—Historias de la mar.—Noticiario.—Libros y revistas.

ESTADOS UNIDOS

Air Force, marzo de 1963.—El Poder Aéreo contra las guerrillas.—La disuasión analizada.—¿Cuáles son las lecciones del Vostok?—La guardia aérea en Europa.—Las diferencias entre los hombres de ciencia y los políticos.—Ciencia y libertad.—Hablando del espacio.

FRANCIA

Les Ailes, núm. 1.867, de 2 de marzo de 1962.—Aviación civil y comercial.—El tráfico de la aviación comercial francesa en 1961.—Air France busca navegantes civiles.—Astronáutica y misiles: satélites lunares y alunizaje.—Aviación militar.—La R. A. A. F. y su evolución. Los mandos aéreos, nueva etapa hacia una defensa moderna.—Técnica e industria: ejemplo de cooperación franco-suiza, el Pilatus.—¿Será elegido el Breguet 943 por la N. A. T. O.?—Aviación ligera.—Aeropuertos aduaneros franceses.—Vuelo sin motor. — Competiciones.—Récords. — Aeromodelismo.—La actualidad a nuestros pies.

INGLATERRA

Flight núm. 2.765, 8 de marzo de 1962.—La prensa aeronáutica inglesa.—El Rotodyne en perspectiva.—22 millones de pasajeros en la Aeroflot.—La erosión causada por los reactores de sustentación. La industria inglesa.—La producción del Rallyne.—El P. D.-808.—La investigación espacial europea.—Glenn ante la prensa. El anti-misil ruso.—Sistemas de vuelo.

The Aeroplane, núm. 2.627, de 22 de febrero de 1962.—La lucha por la seguridad en el aire.—La Electrónica en 1961. Blancos remolcados.—Planes de Sud Aviation.—El Libro Blanco para 1962.—En busca de la seguridad.—Pérdidas en BEA.—Se revisan las especificaciones del C-141.—Volando el Avro 748.—El Coronado viene a Londres.—Relación de vehículos espaciales en órbita.